



ИКАО

Международные стандарты
и Рекомендуемая практика

Приложение 16 к Конвенции о международной гражданской авиации

Охрана окружающей среды

Том I. Авиационный шум

Издание восьмое, июль 2017 года



Настоящее издание заменяет, с 1 января 2018 года, все предыдущие издания тома I Приложения 16.

Сведения о применении Стандартов и Рекомендуемой практики
содержатся в предисловии.

МЕЖДУНАРОДНАЯ ОРГАНИЗАЦИЯ ГРАЖДАНСКОЙ АВИАЦИИ



| ИКАО

Международные стандарты
и Рекомендуемая практика

Приложение 16 к Конвенции о международной гражданской авиации

Охрана окружающей среды

Том I. Авиационный шум

Издание восьмое, июль 2017 года

Настоящее издание заменяет, с 1 января 2018 года, все предыдущие издания тома I Приложения 16.

Сведения о применении Стандартов и Рекомендуемой практики
содержатся в предисловии.

МЕЖДУНАРОДНАЯ ОРГАНИЗАЦИЯ ГРАЖДАНСКОЙ АВИАЦИИ

Опубликовано отдельными изданиями на русском, английском, арабском, испанском, китайском и французском языках
МЕЖДУНАРОДНОЙ ОРГАНИЗАЦИЕЙ ГРАЖДАНСКОЙ АВИАЦИИ.
999 Robert-Bourassa Boulevard, Montréal, Quebec, Canada H3C 5H7

Информация о порядке оформления заказов и полный список агентов по продаже и книготорговых фирм размещены на веб-сайте ИКАО www.icao.int.

Издание первое, 1981.

Издание седьмое, 2014.

Издание восьмое, 2017.

Приложение 16. Охрана окружающей среды

Том I. Авиационный шум

Номер заказа: AN16-1

ISBN 978-92-58-261-6

© ИКАО, 2017

Все права защищены. Никакая часть данного издания не может воспроизводиться, храниться в системе поиска или передаваться ни в какой форме и никакими средствами без предварительного письменного разрешения Международной организации гражданской авиации.

ПОПРАВКИ

Об издании поправок сообщается в дополнениях к *Каталогу продукции и услуг ИКАО*; Каталог и дополнения к нему имеются на веб-сайте ИКАО www.icao.int. Ниже приводится форма для регистрации поправок.

РЕГИСТРАЦИЯ ПОПРАВОК И ИСПРАВЛЕНИЙ

[illegible][illegible]

ОГЛАВЛЕНИЕ

	<i>Страница</i>
Предисловие	(xi)
Часть I. ОПРЕДЕЛЕНИЯ, ТЕРМИНОЛОГИЯ: УСЛОВНЫЕ ОБОЗНАЧЕНИЯ И ЕДИНИЦЫ ИЗМЕРЕНИЯ.....	I-1
Часть II. СЕРТИФИКАЦИЯ ВОЗДУШНЫХ СУДОВ ПО ШУМУ	II-1-1
ГЛАВА 1. Административные вопросы	II-1-1
ГЛАВА 2. Дозвуковые реактивные самолеты: заявка на сертификат типа подана до 6 октября 1977 года.....	II-2-1
2.1 Применимость	II-2-1
2.2 Единица оценки шума	II-2-2
2.3 Точки измерения шума	II-2-2
2.4 Максимальные уровни шума	II-2-2
2.5 Допуски.....	II-2-3
2.6 Методика испытаний	II-2-4
ГЛАВА 3.	
1. Дозвуковые реактивные самолеты: заявка на сертификат типа подана 6 октября 1977 года или позже и до 1 января 2006 года	
2. Винтовые самолеты массой более 8618 кг: заявка на сертификат типа подана 1 января 1985 года или позже и до 1 января 2006 года.....	II-3-1
3.1 Применимость	II-3-1
3.2 Измерения шума.....	II-3-2
3.3 Точки измерения шума	II-3-2
3.4 Максимальные уровни шума	II-3-3
3.5 Допуски.....	II-3-3
3.6 Исходная методика сертификации по шуму.....	II-3-4
3.7 Методика испытаний	II-3-6
ГЛАВА 4.	
1. Дозвуковые реактивные самолеты и винтовые самолеты с максимальной сертифицированной взлетной массой 55 000 кг и более: заявка на сертификат типа подана 1 января 2006 года или позже и до 31 декабря 2017 года	
2. Дозвуковые реактивные самолеты с максимальной сертифицированной взлетной массой менее 55 000 кг: заявка на сертификат типа подана 1 января 2006 года или позже и до 31 декабря 2020 года	
3. Винтовые самолеты с максимальной сертифицированной взлетной массой более 8618 кг и менее 55 000 кг: заявка на сертификат типа подана 1 января 2006 года или позже и до 31 декабря 2020 года.....	II-4-1

	Страница
4.1 Применимость	П-4-1
4.2 Измерения шума.....	П-4-2
4.3. Контрольные точки измерения шума.....	П-4-2
4.4 Максимальные уровни шума	П-4-2
4.5 Исходная методика сертификации по шуму.....	П-4-3
4.6 Методика испытаний	П-4-3
4.7 Повторная сертификация	П-4-3
ГЛАВА 5. Винтовые самолеты массой более 8618 кг: заявка на сертификат типа подана до 1 января 1985 года	П-5-1
5.1 Применимость	П-5-1
5.2 Измерения шума.....	П-5-2
5.3 Точки измерения шума	П-5-2
5.4 Максимальные уровни шума	П-5-3
5.5 Допуски.....	П-5-3
5.6 Исходная методика сертификации по шуму.....	П-5-3
5.7 Методика испытаний	П-5-5
ГЛАВА 6. Винтовые самолеты массой не более 8618 кг: заявка на сертификат типа подана до 17 ноября 1988 года	П-6-1
6.1 Применимость	П-6-1
6.2 Единица оценки шума	П-6-1
6.3 Максимальные уровни шума	П-6-1
6.4 Исходная методика сертификации по шуму.....	П-6-2
6.5 Методика испытаний	П-6-2
ГЛАВА 7. Винтовые самолеты короткого взлета и посадки (КВП)	П-7-1
ГЛАВА 8. Вертолеты.....	П-8-1
8.1 Применимость	П-8-1
8.2 Единица оценки шума	П-8-1
8.3 Контрольные точки измерения шума.....	П-8-1
8.4 Максимальные уровни шума	П-8-2
8.5 Допуски.....	П-8-3
8.6 Исходная методика сертификации по шуму.....	П-8-3
8.7 Методика испытаний	П-8-6
ГЛАВА 9. Вспомогательные силовые установки (ВСУ) и связанные с ними бортовые системы во время работы в наземных условиях	П-9-1
ГЛАВА 10. Винтовые самолеты массой не более 8618 кг: заявка на сертификат типа или сертификацию модифицированного варианта подана 17 ноября 1988 года или позже	П-10-1
10.1 Применимость	П-10-1
10.2 Единица оценки шума	П-10-2
10.3 Контрольные точки измерения шума.....	П-10-2
10.4 Максимальные уровни шума	П-10-2
10.5 Исходная методика сертификации по шуму.....	П-10-2
10.6 Методика испытаний	П-10-4

	Страница
ГЛАВА 11. Вертолеты с максимальной сертифицированной взлетной массой не более 3175 кг	П-11-1
11.1 Применимость	П-11-1
11.2 Единица оценки шума	П-11-1
11.3 Контрольные точки измерения шума	П-11-1
11.4 Максимальные уровни шума	П-11-2
11.5 Исходная методика сертификации по шуму	П-11-2
11.6 Методика испытаний	П-11-3
ГЛАВА 12. Сверхзвуковые самолеты	П-12-1
12.1 Сверхзвуковые самолеты: заявка на сертификат типа подана до 1 января 1975 года	П-12-1
12.2 Сверхзвуковые самолеты: заявка на сертификат типа подана 1 января 1975 года или позже	П-12-1
ГЛАВА 13. Воздушные суда с поворотными несущими винтами	П-13-1
13.1 Применимость	П-13-1
13.2 Единица оценки шума	П-13-1
13.3 Контрольные точки измерения шума	П-13-1
13.4 Максимальные уровни шума	П-13-2
13.5 Допуски	П-13-3
13.6 Исходная методика сертификации по шуму	П-13-3
13.7 Методика испытаний	П-13-6
ГЛАВА 14.	
1. Дозвуковые реактивные самолеты и винтовые самолеты с максимальной сертифицированной взлетной массой 55 000 кг и более: заявка на сертификат типа подана 31 декабря 2017 года или позже и до 31 декабря 2017 года	
2. Дозвуковые реактивные самолеты с максимальной сертифицированной взлетной массой менее 55 000 кг: заявка на сертификат типа подана 31 декабря 2020 года или позже	
3. Винтовые самолеты с максимальной сертифицированной взлетной массой более 8618 кг и менее 55 000 кг: заявка на сертификат типа подана 31 декабря 2020 года или позже	П-14-1
14.1 Применимость	П-14-1
14.2 Измерения шума	П-14-2
14.3. Контрольные точки измерения шума	П-14-2
14.4 Максимальные уровни шума	П-14-2
14.5 Исходная методика сертификации по шуму	П-14-3
14.6 Методика испытаний	П-14-3
14.7 Повторная сертификация	П-14-4
Часть III. ИЗМЕРЕНИЕ ШУМА В ЦЕЛЯХ КОНТРОЛЯ	III-1
Часть IV. ОЦЕНКА ШУМА В АЭРОПОРТАХ	IV-1
Часть V. СБАЛАНСИРОВАННЫЙ ПОДХОД К УПРАВЛЕНИЮ ШУМОМ	V-1

ДОБАВЛЕНИЯ

ДОБАВЛЕНИЕ 1. Метод расчета шума для сертификации по шуму дозвуковых реактивных самолетов: заявка на сертификат типа подана до 6 октября 1977 года	ДОБ 1-1
1. Введение.....	ДОБ 1-1
2. Условия сертификационных испытаний по шуму и условия измерений	ДОБ 1-1
3. Измерение самолетного шума, воспринимаемого на земле	ДОБ 1-4
4. Расчет эффективного уровня воспринимаемого шума по данным измеренного шума	ДОБ 1-7
5. Представление данных сертифицирующему органу и корректировка измеренных данных	ДОБ 1-17
6. Терминология	ДОБ 1-19
7. Математическое описание таблиц ноев	ДОБ 1-24
8. Затухание звука в воздухе	ДОБ 1-28
9. Подробная методика корректировки	ДОБ 1-34
ДОБАВЛЕНИЕ 2. Метод расчета шума для сертификации по шуму:	
1. Дозвуковых реактивных самолетов: заявка на сертификат типа подана 6 октября 1977 года или позже	
2. Винтовых самолетов массой более 8618 кг: заявка на сертификат типа подана 1 января 1985 года или позже	
3. Вертолетов	
4. Воздушных судов с поворотными несущими винтами	ДОБ 2-1
1. Введение.....	ДОБ 2-1
2. Условия сертификационных испытаний по шуму и условия измерений	ДОБ 2-2
3. Измерение авиационного шума, воспринимаемого на земле.....	ДОБ 2-6
4. Расчет эффективного уровня воспринимаемого шума по данным измеренного шума	ДОБ 2-17
5. Представление данных сертифицирующему органу	ДОБ 2-24
6. Зарезервировано	ДОБ 2-28
7. Затухание звука в воздухе	ДОБ 2-28
8. Корректив к результатам летных испытаний воздушных судов	ДОБ 2-29
ДОБАВЛЕНИЕ 3. Метод расчета шума для сертификации по шуму винтовых самолетов массой не более 8618 кг: заявка на сертификат типа подана до 17 ноября 1988 года.....	ДОБ 3-1
1. Введение.....	ДОБ 3-1
2. Условия сертификационных испытаний по шуму и условия измерений	ДОБ 3-1
3. Измерение самолетного шума, воспринимаемого на земле	ДОБ 3-2
4. Представление данных сертифицирующему органу и корректировка измеренных данных	ДОБ 3-4
ДОБАВЛЕНИЕ 4. Метод расчета шума для сертификации по шуму вертолетов с максимальной сертифицированной взлетной массой не более 3175 кг	ДОБ 4-1
1. Введение.....	ДОБ 4-1
2. Условия сертификационных испытаний по шуму и условия измерений	ДОБ 4-1
3. Определение единицы шума	ДОБ 4-3
4. Измерение вертолетного шума, воспринимаемого на земле.....	ДОБ 4-3

	Страница
5. Корректировка результатов испытаний	ДОБ 4-6
6. Представление данных сертифицирующему органу и действительность результатов	ДОБ 4-7
ДОБАВЛЕНИЕ 5. Контроль авиационного шума на аэродромах и в их окрестностях	ДОБ 5-1
1. Введение.....	ДОБ 5-1
2. Определение	ДОБ 5-1
3. Измерительная аппаратура.....	ДОБ 5-1
4. Установка аппаратуры на местности.....	ДОБ 5-4
ДОБАВЛЕНИЕ 6. Метод оценки шума для сертификации по шуму винтовых самолетов массой не более 8618 кг: заявка на сертификат типа или сертификацию модифицированного варианта подана 17 ноября 1988 года или позже	ДОБ 6-1
1. Введение.....	ДОБ 6-1
2. Условия сертификационных испытаний по шуму и условия измерений	ДОБ 6-1
3. Определение единицы шума	ДОБ 6-3
4. Измерение самолетного шума, воспринимаемого на земле	ДОБ 6-3
5. Корректировка результатов испытаний	ДОБ 6-6
6. Представление данных сертифицирующему органу и действительность результатов	ДОБ 6-8

ДОПОЛНЕНИЯ

ДОПОЛНЕНИЕ А. Уравнения для расчета максимально допустимых уровней шума в зависимости от взлетной массы.....	ДОП А-1
ДОПОЛНЕНИЕ В. Инструктивные указания в отношении сертификации по шуму винтовых самолетов КВП	ДОП В-1
ДОПОЛНЕНИЕ С. Инструктивные указания в отношении сертификации по шуму вспомогательных силовых установок (ВСУ) и связанных с ними бортовых систем во время работы в наземных условиях ...	ДОП С-1
ДОПОЛНЕНИЕ D. Инструктивные указания по оценке альтернативного метода измерения шума вертолета при заходе на посадку	ДОП D-1
ДОПОЛНЕНИЕ Е. Применимость изложенных в Приложении 16 Стандартов сертификации по шуму винтовых самолетов.....	ДОП Е-1
ДОПОЛНЕНИЕ F. Инструктивные указания в отношении сертификации по шуму воздушных судов с поворотными несущими винтами.....	ДОП F-1
ДОПОЛНЕНИЕ G. Инструктивные указания относительно оформления сертификационной документации по шуму	ДОП G-1
ДОПОЛНЕНИЕ Н. Инструктивные указания в отношении получения данных о вертолетном шуме для целей планирования землепользования	ДОП Н-1

ПРЕДИСЛОВИЕ

Историческая справка

Стандарты и Рекомендуемая практика по авиационному шуму были впервые приняты Советом 2 апреля 1971 года в соответствии с положениями статьи 37 Конвенции о международной гражданской авиации (Чикаго, 1944 год) в виде Приложения 16 к Конвенции. Приложение разрабатывалось следующим образом:

Шестнадцатая сессия Ассамблеи, состоявшаяся в Буэнос-Айресе в сентябре 1968 года, приняла следующую резолюцию:

A16-3. Авиационный шум в окрестностях аэропортов

АССАМБЛЕЯ,

принимая во внимание, что проблема авиационного шума в окрестностях многих аэропортов мира является настолько серьезной, что реакция населения достигает степени, которая вызывает серьезную озабоченность и требует срочного решения,

принимая во внимание, что шум, который в настоящее время беспокоит население и гражданскую авиацию, вызван увеличением полетов существующих самолетов,

принимая во внимание, что введение в эксплуатацию будущих типов самолетов может усилить этот шум, если не будут предприняты действия для улучшения этого положения,

принимая во внимание, что Пятая Аэронавигационная конференция ИКАО, состоявшаяся в Монреале в ноябре 1967 года, внесла конкретные рекомендации, вытекающие из основных выводов Международной конференции по вопросам снижения шума и беспокойства, причиняемого гражданскими воздушными судами ("Лондонская конференция по шуму"), которая проводилась в Лондоне в ноябре 1966 года с целью поиска международных решений этой проблемы в рамках ИКАО, и

принимая во внимание, что Ассамблея приняла к сведению действия, предпринятые Советом после консультаций с государствами и соответствующими международными организациями с целью проведения в жизнь рекомендаций пятой Аэронавигационной конференции, в том виде, как они были представлены Ассамблее Генеральным Секретарем,

ПОСТАНОВЛЯЕТ поручить Совету:

- 1) созвать международную конференцию в рамках ИКАО, как только это будет возможно, учитывая необходимость соответствующей подготовки, для рассмотрения проблемы авиационного шума в окрестностях аэропортов;
- 2) определить международные требования и связанный с ними инструктивный материал относительно авиационного шума;

- 3) включить в соответствующие Приложения, существующие в настоящее время, и другие, относящиеся к этому документы ИКАО, а также, возможно, в отдельное Приложение по шуму такой материал, как описание и методы измерения авиационного шума и соответствующие ограничения по создаваемому самолетами шуму, воздействию на население в окрестностях аэропортов; и
- 4) публиковать такой материал по мере его появления, начиная такую публикацию по возможности в ближайшее время.

В соответствии с резолюцией A16-3 Ассамблеи в Монреале было проведено Специальное совещание по авиационному шуму в окрестностях аэродромов (ноябрь – декабрь 1969 года) для изучения следующих аспектов, относящихся к проблемам авиационного шума:

- a) методы описания и измерения авиационного шума;
- b) реакция человека на авиационный шум;
- c) сертификация воздушных судов по шуму;
- d) критерии для установления эксплуатационных приемов снижения авиационного шума;
- e) контроль за использованием земельных участков;
- f) приемы снижения шума во время гонки двигателя на земле.

На основе рекомендаций Специального совещания по авиационному шуму в окрестностях аэродромов был разработан проект Международных стандартов и Рекомендуемой практики по авиационному шуму, и после обычных консультаций с государствами – членами Организации они были приняты Советом в качестве текста данного Приложения.

При разработке Стандартов и Рекомендуемой практики, касающихся нормирования эмиссии авиационных двигателей, было решено, что все положения, относящиеся к проблеме влияния авиации на окружающую среду, должны быть объединены в одном документе. В соответствии с этим, как часть резолюции о принятии поправки 5, было решено, что название Приложения 16 должно быть изменено на "Охрана окружающей среды", а том I данного Приложения должен содержать существующие положения (издание третье) Приложения 16 "Авиационный шум" с внесенными в них в соответствии с поправкой 5 изменениями; том II должен содержать положения, относящиеся к эмиссии авиационных двигателей.

После Специального совещания по авиационному шуму в окрестностях аэродромов проблема авиационного шума обсуждалась на нескольких сессиях Ассамблеи и Совета, в ходе которых основное внимание уделялось различным аспектам проблемы авиационного шума, определенных на Специальном совещании. 33-я сессия Ассамблеи, проходившая в Монреале с 25 сентября по 5 октября 2001 года, приняла резолюцию A33-7 "Сводное заявление о постоянной политике и практике ИКАО в области охраны окружающей среды", основная цель которой заключается в том, чтобы "охватить новую политику и новый инструктивный материал ИКАО, касающиеся авиационного шума", и отразить постепенно разработанную концепцию "сбалансированного подхода" к управлению шумом.

Согласно добавлению С к резолюции A33-7 Ассамблеи сбалансированный подход к управлению шумом состоит в определении проблемы шума в аэропорту и последующем анализе различных имеющихся мер снижения шума, предусматривающих использование четырех основных элементов, которыми являются снижение шума в источнике, планирование и организация землепользования, эксплуатационные приемы снижения шума и эксплуатационные ограничения с целью решения проблемы шума наиболее эффективным с точки затрат способом.

В резолюции А33-7 Ассамблеи помимо дополнительной подробной информации, касающейся концепции сбалансированного подхода, содержится настоятельная рекомендация государствам о применении сбалансированного подхода к управлению шумом.

Основные элементы сбалансированного подхода рассматриваются в различных разделах тома I Приложения 16 и в инструктивном материале, принятом ИКАО. Вопрос об уменьшении шума в источнике посредством сертификации воздушных судов по шуму рассматривается в части II тома I Приложения 16. Ссылки на другие элементы сбалансированного подхода содержатся в части V.

В таблице А указывается происхождение постепенно принимавшихся поправок к данному Приложению, а также содержатся перечень соответствующих принципиальных вопросов и даты принятия данного Приложения и поправок Советом, а также даты их вступления в силу и начала применения.

Применимость

В части I тома I Приложения 16 содержатся определения, а в части II – Стандарты, Рекомендуемая практика и инструктивные указания по сертификации по шуму, применимые к категориям воздушных судов, указанным в отдельных главах этой части, когда такие воздушные суда заняты в международной аэронавигации.

Примечание. В главы 2, 4, 5 и 14 не включены самолеты короткого взлета и посадки (КВП), которые до разработки ИКАО подходящего определения характеризуются в данном Приложении как самолеты, для которых требуется ВПП (без концевой полосы безопасности и полосы, свободной от препятствий) длиной 610 м или менее при максимальной массе, зарегистрированной в свидетельстве летной годности.

В частях III, IV и V тома I Приложения 16 содержатся Стандарты и Рекомендуемая практика и инструктивный материал для применения их государствами с целью достижения единообразия в измерении шума для его контроля и оценки шума вокруг аэропортов, а также инструктивный материал по сбалансированному подходу к управлению шумом.

Действия Договаривающихся государств

Уведомление о различиях. Внимание Договаривающихся государств обращается на налагаемое статьей 38 Конвенции обязательство, по которому Договаривающимся государствам надлежит уведомлять Организацию о любых различиях между их национальными правилами и практикой и содержащимися в настоящем Приложении Международными стандартами и любыми поправками к ним. Договаривающимся государствам предлагается направлять такое уведомление также о любых различиях с Рекомендуемой практикой, содержащейся в настоящем Приложении, и любых поправках к ней, если уведомление о таких различиях имеет важное значение для безопасности аэронавигации. Кроме того, Договаривающимся государствам предлагается своевременно информировать Организацию о любых различиях, которые могут впоследствии возникнуть, или об устранении каких-либо различий, уведомление о которых было представлено ранее. После принятия каждой поправки к настоящему Приложению Договаривающимся государствам будет незамедлительно направляться конкретная просьба представить уведомление о различиях.

Помимо обязательства государств по статье 38 Конвенции, внимание государств обращается также на положения Приложения 15, касающиеся публикации через посредство служб аэронавигационной информации различий между их национальными правилами и практикой и соответствующими Стандартами и Рекомендуемой практикой ИКАО.

Использование текста Приложения в национальных правилах. 13 апреля 1948 года Совет принял резолюцию, в которой обратил внимание Договаривающихся государств на желательность использования ими в своих национальных правилах, насколько это практически возможно, точной формулировки тех Стандартов ИКАО, которые носят нормативный характер, а также уведомления об отклонениях от Стандартов, в том числе о любых дополнительных национальных правилах, имеющих важное значение для безопасности и регулярности международной аэронавигации. Положения настоящего Приложения сформулированы по возможности таким образом, чтобы облегчить их включение, без существенных изменений текста, в национальное законодательство.

Статус составных частей Приложения

Приложения состоят из указанных ниже частей, которые, однако, необязательно присутствуют в каждом Приложении; эти части имеют следующий статус:

1. *Материал собственно Приложения:*

- a) *Стандарты и Рекомендуемая практика*, принятые Советом в соответствии с положениями Конвенции. Они определяются следующим образом:

Стандарт. Любое требование к физическим характеристикам, конфигурации, материальной части, техническим характеристикам, персоналу или правилам, единообразное применение которого признается необходимым для обеспечения безопасности или регулярности международной аэронавигации и которое Договаривающиеся государства будут соблюдать согласно Конвенции; в случае невозможности соблюдения Стандарта Совету в обязательном порядке направляется уведомление в соответствии со статьей 38.

Рекомендуемая практика. Любое требование к физическим характеристикам, конфигурации, материальной части, техническим характеристикам, персоналу или правилам, единообразное применение которого признается желательным в интересах безопасности, регулярности или эффективности международной аэронавигации и которое Договаривающиеся государства будут стремиться соблюдать в соответствии с Конвенцией.

- b) *Добавления*, содержащие материал, который сгруппирован отдельно для удобства пользования, но является составной частью Стандартов и Рекомендуемой практики, принятых Советом.
- c) *Положения*, определяющие порядок применения Стандартов и Рекомендуемой практики.
- d) *Определения* употребляемых в Стандартах и Рекомендуемой практике терминов, которые не имеют общепринятых словарных значений и нуждаются в пояснениях. Определение не имеет самостоятельного статуса, но является важной частью каждого Стандарта и Рекомендуемой практики, в которых употребляется термин, поскольку изменение значения термина может повлиять на смысл требования.
- e) *Таблицы и рисунки*, которые дополняют или иллюстрируют тот или иной Стандарт или Рекомендуемую практику, где на них делается ссылка, являются частью соответствующего Стандарта или Рекомендуемой практики и имеют тот же статус.

2. *Материал, утвержденный Советом для опубликования вместе со Стандартами и Рекомендуемой практикой:*

- a) *Предисловия*, содержащие исторические справки и пояснения к действиям Совета, а также разъяснение обязательств государств по применению Стандартов и Рекомендуемой практики, вытекающих из Конвенции и резолюции о принятии.

- b) *Введения*, содержащие пояснительный материал, помещаемый в начале частей, глав или разделов Приложения для облегчения понимания порядка применения текста.
- c) *Примечания*, включаемые, где это необходимо, в текст, чтобы дать фактологическую информацию или ссылки, имеющие отношение к соответствующим Стандартам и Рекомендуемой практике; эти примечания не являются составной частью Стандартов и Рекомендуемой практики.
- d) *Дополнения*, содержащие материал, который дополняет Стандарты и Рекомендуемую практику или служит руководством по их применению.

Выбор языка

Настоящее Приложение принято на шести языках: русском, английском, арабском, китайском, испанском и французском. Каждому Договаривающемуся государству предлагается выбрать для целей внутреннего использования и для других предусмотренных Конвенцией целей текст на одном из указанных языков непосредственно или в переводе на свой язык и соответственно уведомить Организацию.

Редакционная практика

Для быстрого определения статуса каждого положения принят следующий порядок: *Стандарты* печатаются светлым прямым шрифтом; *Рекомендуемая практика* – светлым курсивом с добавлением впереди слова "**Рекомендация**"; *примечания* – светлым курсивом с добавлением впереди слова "*Примечание*".

Следует иметь в виду, что при формулировании технических требований на русском языке применяется следующее правило: в тексте Стандартов глагол ставится в настоящем времени, изъявительном наклонении, а в Рекомендуемой практике используются вспомогательные глаголы "следует" или "должен" в соответствующем лице с инфинитивом основного глагола.

Используемые в настоящем документе единицы измерения соответствуют Международной системе единиц (СИ), как указано в Приложении 5 к Конвенции о международной гражданской авиации. В тех случаях, когда Приложение 5 допускает использование альтернативных единиц, не входящих в систему СИ, эти единицы указываются в скобках после основных единиц. В тех случаях, когда приводятся единицы двух систем, нельзя считать, что пары значений равнозначны и взаимозаменяемы. Однако можно исходить из того, что при исключительном использовании единиц той или другой системы обеспечивается эквивалентный уровень безопасности полетов.

Любая ссылка на какой-либо раздел настоящего документа, обозначенный номером, относится ко всем его подразделам.

Координация с деятельностью ИСО

В положениях, касающихся процедур сертификации, широко используются соответствующие технические требования, разработанные Международной организацией по стандартизации (ИСО) и Международной электротехнической комиссией (МЭК). В большинстве случаев на эти технические требования делается прямая ссылка. Однако в некоторых случаях было сочтено необходимым внести в них изменения с учетом потребностей ИКАО, и в этих случаях измененный материал включен в настоящий документ полностью. За содействие в разработке подробных технических требований ИСО выражается признательность.

Таблица А. Поправки к Приложению 16

Поправка	Источник(и)	Вопрос(ы)	Даты принятия, вступления в силу, начала применения
1-е издание	Специальное совещание по авиационному шуму в окрестностях аэродромов (1969)		2 апреля 1971 года 2 августа 1971 года 6 января 1972 года
1	Первое совещание Комитета по авиационному шуму	Сертификация по шуму будущей продукции и модификаций дозвуковых реактивных самолетов и приведение в соответствие терминологии, применяемой для описания веса воздушного судна	6 декабря 1972 года 6 апреля 1973 года 16 августа 1973 года
2	Третье совещание Комитета по авиационному шуму	Сертификация по шуму легких винтовых самолетов и дозвуковых реактивных самолетов с максимальным зарегистрированным взлетным весом 5700 кг и меньше и указание относительно исполнения функций государств в случаях аренды и фрахтования воздушных судов и обмена ими	3 апреля 1974 года 3 августа 1974 года 27 февраля 1975 года
3 (2-е издание)	Четвертое совещание Комитета по авиационному шуму	Стандарты, касающиеся сертификации по шуму будущих дозвуковых реактивных самолетов и винтовых самолетов, помимо самолетов короткого взлета и посадки, и инструктивные указания относительно сертификации по шуму будущих сверхзвуковых транспортных самолетов, винтовых самолетов короткого взлета и посадки и установленных вспомогательных силовых установок (ВСУ) и связанных с ними систем воздушных судов при эксплуатации в наземных условиях	21 июня 1976 года 21 октября 1976 года 6 октября 1977 года
4 (3-е издание)	Пятое совещание Комитета по авиационному шуму	Введение в Стандарты, касающиеся сертификации по шуму дозвуковых реактивных самолетов, нового параметра – числа двигателей, усовершенствование составных частей методов сертификации для обеспечения того, чтобы одинаковая технология применялась к каждому типу воздушных судов, и редакционные изменения для упрощения изложения и устранения противоречий	6 марта 1978 года 6 июля 1978 года 10 августа 1978 года
5 (Приложение 16, том I, 1-е издание)	Шестое совещание Комитета по авиационному шуму	1. Приложение, получившее название "Охрана окружающей среды" и выпускаемое в двух томах: том I "Авиационный шум" (включающий положения третьего издания Приложения 16 с внесенными в него в соответствии с поправкой 5 изменениями) и том II "Эмиссия авиационных двигателей". 2. Включение в том I Стандартов сертификации по шуму вертолетов и новых моделей эксплуатируемых в настоящее время СТС, новое руководство к сертификации по шуму бортовых ВСУ и связанных с ними бортовых систем, а также редакционные поправки, включая изменение единиц измерения для унификации положений настоящего Приложения и Приложения 5	11 мая 1981 года 11 сентября 1981 года 26 ноября 1981 года
1	Третье совещание Группы экспертов по производству полетов	Введение Стандартов и Рекомендуемой практики (SARPS) по эксплуатационным методам снижения шума и перенос описания подробной методики в том I PANS-OPS	30 марта 1983 года 29 июля 1983 года 24 ноября 1983 года
2	Седьмое совещание Комитета по авиационному шуму	a) Совершенствование процедур сертификации по шуму и b) ослабление ограничений в отношении максимального уровня шума вертолетов	6 марта 1985 года 29 июля 1985 года 21 ноября 1985 года

<i>Поправка</i>	<i>Источник(и)</i>	<i>Вопрос(ы)</i>	<i>Даты принятия, вступления в силу, начала применения</i>
3 (Приложение 16, том I, 2-е издание)	Первое совещание Комитета по защите окружающей среды от воздействия авиации; исследование Аэронавигационной комиссии по рекомендации Группы экспертов по нормированию пролета препятствий	а) Дальнейшее совершенствование процедур сертификации по шуму; б) введение новой главы 10 для винтовых самолетов с максимальной сертифицированной взлетной массой не более 9000 кг; в) редакционные изменения в части V, касающиеся перекрестных ссылок на соответствующие положения в PANS-OPS (Doc 8168)	4 марта 1988 года 31 июля 1988 года 17 ноября 1988 года
4 (3-е издание)	Второе совещание Комитета по охране окружающей среды от воздействия авиации; седьмое совещание Комитета по авиационному шуму и пятое совещание Группы экспертов по производству полетов	а) Усовершенствование процедур сертификации по шуму; б) введение новой главы 11, касающейся легких вертолетов; в) расширение добавления 2 с целью включения положений, касающихся вертолетов, и замена добавления 4; г) введение инструктивного материала по вопросам применимости	24 марта 1993 года 26 июля 1993 года 11 ноября 1993 года
5	Третье совещание Комитета по охране окружающей среды от воздействия авиации	а) Упрощение и уточнение методик сертификации по шуму в главе 3 для винтовых воздушных судов; б) согласование относящихся к вертолетам Стандартов в главах 8 и 11 с национальными нормами; в) приведение в соответствие взлетной массы в главе 10 с ограничениями летной годности	19 марта 1997 года 21 июля 1997 года 6 ноября 1997 года
6	Четвертое совещание Комитета по охране окружающей среды от воздействия авиации	а) Включение в главу 1 нового определения понятия "возможности человека"; б) ужесточение требований главы 10 по шуму для легких одномоторных винтовых самолетов; в) небольшие изменения технического характера для обеспечения последовательности изложения материала глав 3, 8 и 11, а также добавлений 2 и 4; г) включение в часть V новых положений, касающихся аспектов человеческого фактора; д) изменения в связи с осуществляемым в настоящее время процессом согласования Европейских единых авиационных правил (JAR) и Федеральных авиационных правил Соединенных Штатов Америки (FAR)	26 февраля 1999 года 19 июля 1999 года 4 ноября 1999 года
7	Пятое совещание Комитета по охране окружающей среды от воздействия авиации; поправка 26 к Приложению 6	а) Ужесточение требований по шуму турбореактивных и тяжелых винтовых самолетов (новая глава 4, а существующая глава 4 становится главой 12); б) новое положение, касающееся повторной сертификации "самолетов главы 3"; в) ужесточение изложенных в главах 8 и 11 требований по шуму вертолетов;	29 июня 2001 года 29 октября 2001 года 21 марта 2002 года

Поправка	Источник(и)	Вопрос(ы)	Даты принятия, вступления в силу, начала применения
8 (4-е издание)	Шестое совещание Комитета по охране окружающей среды от воздействия авиации	d) изменения, предусматривающие уточнение или повторное определение существующих процедур сертификации, внесение изменений, связанных с согласованием требований JAR/FAR, внесение новых положений, касающихся использования цифровой контрольно-измерительной аппаратуры;	23 февраля 2005 года 11 июля 2005 года 24 ноября 2005 года
		e) включение инструктивного материала о сертификации по шуму воздушных судов с поворотными винтами;	
		f) включение документов, удостоверяющих сертификацию по шуму, на английском языке.	
		a) Процедура корректировки на окружающий шум, включая определения терминов "фоновый шум", "окружающий шум" и "широкополосный шум";	
		b) допустимые пределы скорости ветра при испытании;	
9 (5-е издание)	Седьмое совещание Комитета по охране окружающей среды от воздействия авиации (CAEP/7)	c) пояснение формулировок раздела "Применимость", включая временные изменения типовой конструкции и положения, обеспечивающие возможность повторной сертификации "самолетов главы 5" на соответствие требованиям главы 4;	7 марта 2008 года 20 июля 2008 года 20 ноября 2008 года
		d) технические аспекты, касающиеся винтокрылов;	
		e) новые дополнения G и H, содержащие соответственно инструктивные указания относительно оформления сертификационной документации по шуму и инструктивные указания в отношении получения данных о вертолетном шуме для целей планирования землепользования.	
		a) Внесение нового текста в дополнение H, содержащего рекомендации в отношении получения данных о вертолетном шуме для целей планирования землепользования, предусматривающего возможность использования дополнительных мест установки микрофонов;	
		b) внесение изменения в примечание 2 к определению термина "модифицированный вариант вертолета" в целях уточнения того, что оно относится как к "вертолетам главы 11", так и к "вертолетам главы 8";	
		c) изменение методики сертификации вертолетов по шуму, призванное гарантировать использование максимальной рабочей скорости вращения ротора;	
		d) пояснение определений, касающихся скоростей ветра в ходе испытаний;	
1/1/18		e) уточнение ссылок на документы Международной электротехнической комиссии (МЭК);	
		f) уточнение положения, касающегося подлежащего использованию приращения скорости V_2 для определения скорости набора высоты при проведении сертификационных испытаний;	

Поправка	Источник(и)	Вопрос(ы)	Даты принятия, вступления в силу, начала применения
10 (6-е издание)	Восьмое совещание Комитета по охране окружающей среды от воздействия авиации (CAEP/8); Секретариат с помощью Исследовательской группы по метеорологическим наблюдениям и прогнозированию на аэродромах (AMOFSG)	g) изменение положений, касающихся применимости, в целях приведения их в соответствие с аналогичными положениями в других документах ИКАО;	4 марта 2011 года 18 июля 2011 года 17 ноября 2011 года
		h) внесение ряда незначительных редакционных изменений	
		a) Поправки к положениям о применимости, направленные на устранение излишних сложностей, повторений и избыточности в тексте, а также на повышение ясности и согласованности различных глав;	
		b) обновление ссылок на том I <i>"Методики сертификации воздушных судов по шуму" Технического руководства по окружающей среде</i> (Дос 9501);	
		c) новый текст в главе 3, уточняющий исходную скорость при взлете для сертификации по шуму применительно к случаям, когда скорость при взлете во время сертификационных испытаний на летную годность не указывается;	
		d) улучшение удобочитаемости и ясности в прошлом нечеткого или неполного инструктивного материала, включая расчет эффективного уровня воспринимаемого шума (EPNL), корректировку данных по авиационному шуму с учетом исходных условий путем использования упрощенных и интегрированных методов, измерение и определение характеристик атмосферного затухания звука, различные технические вопросы, а также редакторские ошибки;	
		e) согласование формулировки процедур сертификации по шуму воздушных судов с поворотными винтами с аналогичной формулировкой в отношении вертолетов, уже включенной в главы 8 и 11 тома I Приложения 16, с целью уточнить, что в ходе выполнения методики сертификации по шуму используется максимальное число оборотов винта в минуту (RPM);	
		f) уточнение того, что максимальные уровни шума, применяемые к дозвуковым реактивным самолетам, могут использоваться в качестве инструктивных указаний для сверхзвуковых самолетов;	
11-A	12-е совещание Рабочей группы полного состава Группы экспертов по производству полетов (OPSP/WG/WHL/12)	g) последующая поправка, вытекающая из поправки 17 к Приложению 5, касающейся замены "км/ч" на "м/с" в качестве единицы измерения скорости ветра, входящей в систему СИ;	3 марта 2014 года 14 июля 2014 года 13 ноября 2014 года
		h) незначительные редакционные изменения	
		Поправка, касающаяся разработки эксплуатационных приемов снижения авиационного шума	

Поправка	Источник(и)	Вопрос(ы)	Даты принятия, вступления в силу, начала применения
11-В (7-е издание)	9-е совещание Комитета по охране окружающей среды от воздействия авиации (САЕР/9)	a) Ужесточение требований по шуму турбореактивных и тяжелых винтовых самолетов применительно к самолетам, в отношении которых заявка на сертификат типа подана 31 декабря 2017 года или позже, а к самолетам массой менее 55 000 кг – 31 декабря 2020 года или позже (новая глава 14);	3 марта 2014 года 14 июля 2014 года 1 января 2015 года
		b) введение требований к сертификации по шуму воздушных судов с поворотными несущими винтами применительно к ВС, в отношении которых заявка на сертификат типа подана 1 января 2018 года или позже (новая глава 13 – существующий инструктивный материал дополнения F сохраняется в качестве справочного материала);	
		c) согласование разделов, касающихся достоверности данных по шуму и планирования калибровки уровня звукового давления, а также обновления технических требований с учетом последних достижений в области звуко-записывающей техники;	
		d) исправление указанных в м/с значений скорости ветра, используемых для определения условий для сертификационных испытаний по шуму;	
		e) изменение названия дополнения А и соответствующие вытекающие из этого изменения к "Уравнениям для расчета максимально допустимых уровней шума в зависимости от взлетной массы (т. е. с включением слов: "максимально допустимых");	
		f) незначительные редакционные изменения, касающиеся терминологии, символов и единиц измерения	
12 (8-е издание)	10-е совещание Комитета по охране окружающей среды от воздействия авиации (САЕР/10)	a) Унификация формулировок, используемых для определения исходной атмосферы;	3 марта 2017 года 21 июля 2017 года 1 января 2018 года
		b) изъятие ссылок на устаревшую методику измерения траектории полета;	
		c) внесение исправлений в инструктивные указания в отношении сертификации по шуму воздушных судов с поворотными несущими винтами;	
		d) исправление различных технических и редакционных ошибок и объединение в одном разделе условных обозначений и единиц измерения	

МЕЖДУНАРОДНЫЕ СТАНДАРТЫ И РЕКОМЕНДУЕМАЯ ПРАКТИКА

ЧАСТЬ I. ОПРЕДЕЛЕНИЯ, ТЕРМИНОЛОГИЯ: УСЛОВНЫЕ ОБОЗНАЧЕНИЯ И ЕДИНИЦЫ ИЗМЕРЕНИЯ

Вертолет. Воздушное судно тяжелее воздуха, которое поддерживается в полете в основном за счет реакций воздуха с одним или несколькими несущими винтами, вращаемыми силовой установкой вокруг осей, находящихся примерно в вертикальном положении.

Внешнее оборудование (вертолета). Любой прибор, механизм, часть, устройство, дополнительное приспособление или вспомогательный агрегат, которые прикрепляются к вертолету или выступают с его наружной стороны, но не используются и не предназначены для использования при эксплуатации вертолета или управления им в полете и не являются частью планера или двигателя.

Воздушное судно. Любой аппарат, поддерживаемый в атмосфере за счет его взаимодействия с воздухом, исключая взаимодействие с воздухом, отраженным от земной поверхности.

Воздушное судно с поворотными несущими винтами. Воздушное судно с системой увеличения подъемной силы, способное выполнять вертикальный взлет, вертикальную посадку и установившийся полет на малой скорости, что в основном обеспечивается несущими винтами, приводимыми в действие двигателями, установленными в поворотных гондолах, для создания подъемной силы на этих режимах полета, а также невращающимися аэродинамическими поверхностями, создающими подъемную силу при выполнении полета на высокой скорости.

Воздушное судно с системой увеличения подъемной силы. Воздушное судно тяжелее воздуха, способное выполнять вертикальный взлет, вертикальную посадку и полет на малой скорости, что в основном обеспечивается приводимой в действие двигателем механизацией крыла или тягой двигателя, используемых для создания подъемной силы на этих режимах полета, а также невращающимися аэродинамическими поверхностями, создающими подъемную силу при выполнении горизонтального полета.

Возможности человека. Способности человека и пределы его возможностей, влияющие на безопасность и эффективность авиационной деятельности.

Вспомогательная силовая установка (ВСУ). Автономная бортовая силовая установка, обеспечивающая подачу электроэнергии и сжатого воздуха бортовым системам во время работы на земле или в полете, отдельная от главного(ых) двигателя(ей).

Государство разработчика. Государство, обладающее юрисдикцией в отношении организации, ответственной за конструкцию типа.

Государство регистрации. Государство, в реестр которого занесено воздушное судно.

Дозвуковой самолет. Самолет, не способный выполнять горизонтальный полет при скоростях, превышающих число Маха 1.

Модифицированный вариант вертолета. Вертолет, аналогичный с точки зрения летной годности прототипу, прошедшему сертификацию по шуму, но с внесенными конструктивными изменениями, которые могут неблагоприятно влиять на его шумовые характеристики.

Примечание 1. При применении Стандартов настоящего Приложения вертолет, который создан на базе существующего прототипа, но который, по мнению полномочного сертифицирующего органа, является новым типом с точки зрения летной годности, рассматривается, тем не менее, в качестве модифицированного варианта, если характеристики источника шума по оценке полномочного сертифицирующего органа являются такими же, как у прототипа.

Примечание 2. Слово "неблагоприятно" относится к увеличению любого одного из сертификационных уровней шума более чем на 0,30 EPNdB для вертолетов, сертифицированных в соответствии с главой 8, и к увеличению сертификационного уровня шума более чем на 0,30 дБ(А) для вертолетов, сертифицированных в соответствии с главой 11.

Модифицированный вариант самолета. Воздушное судно, аналогичное с точки зрения летной годности прототипу, прошедшему сертификацию по шуму, но с внесенными конструктивными изменениями, которые могут неблагоприятно влиять на его шумовые характеристики.

Примечание 1. В тех случаях, когда полномочный сертифицирующий орган считает, что предложенные изменения конструкции, конфигурации, мощности или массы настолько значительны, что требуется проведение новой проверки на соответствие нормам летной годности, самолет считается новым типом, а не модифицированным вариантом.

Примечание 2. Слово "неблагоприятно" относится к увеличению любого одного из сертификационных уровней шума не более чем на 0,10 дБ, за исключением случаев, когда в соответствии с утвержденной методикой определяются совокупные последствия изменений конструкции типа, при этом под словом "неблагоприятно" имеется в виду увеличение любого из сертификационных уровней шума более чем на 0,10 дБ и либо суммарное увеличение не более чем на 0,30 дБ, либо увеличение на значение допустимого отклонения от нормы, в зависимости от того, что меньше.

Мотопланер. Самолет, оснащенный двигателем, располагаемая мощность которого позволяет ему поддерживать горизонтальный полет, но не достаточна для выполнения взлета.

Повторная сертификация. Сертификация воздушного судна с пересмотром или без пересмотра его сертификационных уровней шума на соответствие иному, чем оно первоначально сертифицировалось, стандарту.

Самолет. Воздушное судно тяжелее воздуха, приводимое в движение силовой установкой, подъемная сила которого в полете создается в основном за счет аэродинамических реакций на поверхностях, остающихся неподвижными в данных условиях полета.

Связанные с ВСУ бортовые системы. Бортовые системы, использующие электроэнергию и сжатый воздух, подаваемые вспомогательной силовой установкой во время работы на земле.

Сертификат типа. Документ, выданный Договаривающимся государством для определения конструкции типа воздушного судна, двигателя или воздушного винта и подтверждения того, что эта конструкция отвечает соответствующим нормам летной годности данного государства.

Примечание. Для типа двигателя или воздушного винта некоторые государства могут выдавать документ, эквивалентный сертификату типа.

Степень двухконтурности. Отношение весового расхода воздуха в каналах второго контура газотурбинного двигателя к весовому расходу воздуха в камерах сгорания при максимальной тяге двигателя на стенде, рассчитанное по международной стандартной атмосфере на уровне моря.

ТЕРМИНОЛОГИЯ: УСЛОВНЫЕ ОБОЗНАЧЕНИЯ И ЕДИНИЦЫ ИЗМЕРЕНИЯ

Примечание. Многие из указанных ниже определений и условных обозначений конкретно относятся к сертификации воздушных судов по шуму. Некоторые из определений и условных обозначений могут также применяться в целях, не относящихся к сертификации воздушных судов по шуму.

1.1 Скорость

Условное обозначение	Единица измерения	Значение
c_R	м/с	Исходная скорость звука. Скорость звука в исходных условиях.
M_{ATR}	—	Исходное число Маха законцовки наступающей лопасти несущего винта вертолета. Сумма исходной скорости вращения законцовки лопасти несущего винта и исходной скорости вертолета, деленная на исходную скорость звука.
M_H	—	Число Маха законцовки лопасти воздушного винта. Квадратный корень суммы квадрата скорости вращения законцовки лопасти воздушного винта при испытаниях и квадрата воздушной скорости самолета при испытаниях, деленный на скорость звука при испытаниях.
M_{HR}	—	Исходное число Маха законцовки лопасти воздушного винта. Квадратный корень суммы квадрата исходной скорости вращения законцовки лопасти воздушного винта и квадрата исходной скорости самолета, деленный на исходную скорость звука.
Best R/C	м/с	Наивыгоднейшая скороподъемность. Сертифицированная максимальная скорость набора высоты при взлете на режиме максимальной мощности и максимального числа оборотов двигателя.
V_{AR}	км/ч	Скорректированная исходная скорость. В день испытаний с нестандартными окружающими условиями исходная скорость вертолета, скорректированная для получения такого же числа Маха законцовки наступающей лопасти, как и при исходной скорости в исходных условиях.
V_{CON}	км/ч	Максимальная воздушная скорость в переходном режиме. Никогда не превышаемая воздушная скорость воздушного судна с поворотными несущими винтами в переходном режиме.
V_G	км/ч	Путевая скорость. Скорость воздушного судна относительно земли.
V_{GR}	км/ч	Исходная путевая скорость. Истинная скорость воздушного судна относительно земли в направлении линии пути в исходных условиях. V_{GR} является горизонтальным компонентом исходной воздушной скорости V_R .

Условное обозначение	Единица измерения	Значение
V_H	км/ч	Максимальная воздушная скорость в горизонтальном полете. Максимальная воздушная скорость вертолета в горизонтальном полете при номинальном режиме мощности.
V_{MCP}	км/ч	Максимальная воздушная скорость в горизонтальном полете. Максимальная воздушная скорость воздушного судна с поворотными несущими винтами в горизонтальном полете в самолетном режиме при номинальном режиме мощности.
V_{MO}	км/ч	Максимальная рабочая воздушная скорость. Максимальная рабочая предельная воздушная скорость воздушного судна с поворотными несущими винтами, которую нельзя намеренно превышать.
V_{NE}	км/ч	Никогда не превышаемая воздушная скорость. Максимальная рабочая предельная воздушная скорость, которую нельзя намеренно превышать.
V_R	км/ч	Исходная скорость. Истинная скорость воздушного судна в исходных условиях в направлении исходной траектории полета. <i>Примечание. Данное условное обозначение не следует путать с условным обозначением, обычно применяемым для скорости отрыва самолета при взлете.</i>
V_{REF}	км/ч	Расчетная посадочная скорость. Скорость самолета в конкретной посадочной конфигурации в точке, где он проходит высоту условного препятствия при посадке, для определения посадочной дистанции в режиме ручной посадки.
V_S	км/ч	Скорость сваливания. Минимальная скорость установившегося полета в посадочной конфигурации.
V_{tip}	м/с	Скорость законцовки лопасти. Скорость вращения законцовки лопасти несущего или воздушного винта в условиях испытаний без компонента скорости воздушного судна.
V_{tipR}	м/с	Исходная скорость законцовки лопасти. Скорость вращения законцовки лопасти несущего или воздушного винта в исходных условиях без компонента скорости воздушного судна
V_Y	км/ч	Скорость, соответствующая наивыгоднейшей скороподъемности. Воздушная скорость при испытаниях, соответствующая наивыгоднейшей скороподъемности при взлете.
V_2	км/ч	Безопасная скорость взлета. Минимальная воздушная скорость для безопасного взлета.

1.2 Время

Условное обозначение	Единица измерения	Значение
t_0	с	<i>Исходная продолжительность.</i> Интервал времени, используемый в качестве базы в интегральном уравнении для расчета EPNL, где $t_0 = 10$ с.
t_R	с	<i>Исходное время приема.</i> Исходное время приема, рассчитанное по времени исходного местоположения воздушного судна и расстоянию между воздушным судном и микрофоном, используемым в интегральной методике.
Δt	с	<i>Приращение времени.</i> Равное приращение времени между спектрами третьоктавных полос, где $\Delta t = 0,5$ с.
δt_R	с	<i>Исходное приращение времени.</i> Эффективная продолжительность приращения времени между исходными приращениями времени, связанными с точками PNLT, используемыми в интегральной методике.

1.3 Индексы

Условное обозначение	Единица измерения	Значение
i	—	<i>Индекс частотной полосы.</i> Числовой указатель, который обозначает какую-либо из 24 третьоктавных полос с номинальными среднегеометрическими частотами от 50 до 10 000 Гц.
k	—	<i>Индекс приращения времени.</i> Числовой указатель, который обозначает любой из полусекундных спектров в изменении шума во времени. В интегральном методе скорректированное приращение времени, связанное с каждым значением k , по всей вероятности будет отличаться от первоначального полусекундного приращения времени при проецировании на исходные условия.
k_F	—	<i>Указатель первого приращения времени.</i> Индекс первой точки уменьшения уровня шума на 10 дБ во временном ряду измеренных дискретных значений PNLT.
k_{FR}	—	<i>Исходный указатель первого приращения времени.</i> Индекс первой точки уменьшения уровня шума на 10 дБ во временном ряду дискретных значений PNLT для интегрального метода.
k_L	—	<i>Указатель последнего приращения времени.</i> Индекс последней точки уменьшения уровня шума на 10 дБ во временном ряду измеренных дискретных значений PNLT.

Условное обозначение	Единица измерения	Значение
k_{LR}	—	Исходный указатель последнего приращения времени. Индекс последней точки уменьшения уровня шума на 10 дБ во временном ряду дискретных значений PNLT для интегрального метода.
k_M	—	Максимальный индекс приращения времени PNLTМ. Индекс приращения времени PNLTМ.
t	с	Текущее время. Время от исходного момента отсчета.
t_1	с	Время первой точки уменьшения уровня шума на 10 дБ. Время первой точки уменьшения шума на 10 дБ в непрерывной функции времени. (См. k_F .)
t_2	с	Время последней точки уменьшения уровня шума на 10 дБ. Время последней точки уменьшения шума на 10 дБ в непрерывной функции времени. (См. k_L .)

1.4 Показатели уровня шума

Условное обозначение	Единица измерения	Значение
EPNL	EPNdB	Эффективный уровень воспринимаемого шума. Однозначный оценочный показатель для пролетающего воздушного судна, учитывающий субъективное воздействие авиационного шума на человека, состоящий в интегрировании в течение продолжительности шума значения уровня воспринимаемого шума (PNL) с поправкой на неравномерности спектра (PNLT), нормированного к исходной продолжительности, равной 10 с. (См. спецификации в разделе 4.1 добавления 2.)
EPNL _A	EPNdB	EPNL при заходе на посадку. Эффективный уровень воспринимаемого шума в контрольных точках измерения шума при заходе самолета на посадку.
EPNL _F	EPNdB	Пролетный EPNL. Эффективный уровень воспринимаемого шума в контрольных точках измерения пролетного шума самолета.
EPNL _L	EPNdB	EPNL сбоку от ВПП. Эффективный уровень воспринимаемого шума в точках измерения шума самолета сбоку от ВПП.
L _{AE}	дБ SEL	Уровень звукового воздействия (SEL). Уровень шума при одном пролете воздушного судна, состоящий в интегрировании в течение продолжительности шума скорректированного по шкале А уровня звука (дБА), нормированного к исходной продолжительности, равной 1 с. (Спецификации см. в разделе 3 добавления 4.)
L _{AS}	дБ(А)	Скорректированный по шкале А уровень звука с учетом медленной реакции. Уровень звука, скорректированный по частотной шкале А и временной шкале S на указанный момент времени.

Условное обозначение	Единица измерения	Значение
L_{ASmax}	дБ(А)	Максимальный скорректированный по шкале А уровень звука с учетом медленной реакции. Максимальное значение L_{AS} в течение указанного временного интервала.
L_{ASmaxR}	дБ(А)	Исходный максимальный скорректированный по шкале А уровень звука с учетом медленной реакции. Максимальное значение L_{AS} в течение указанного временного интервала, приведенное к исходным условиям.
$LIMIT_A$	EPNdБ	Предельный EPNL при заходе на посадку. Максимальный допустимый уровень шума в контрольных точках измерения самолетного шума при заходе на посадку.
$LIMIT_F$	EPNdБ	Предельный пролетный EPNL. Максимальный допустимый уровень шума в контрольных точках измерения самолетного пролетного шума.
$LIMIT_L$	EPNdБ	Предельный EPNL сбоку от ВПП. Максимальный допустимый уровень шума в контрольных точках измерения самолетного шума сбоку от ВПП.
n	ной	Воспринимаемая шумность. Воспринимаемая шумность уровня звукового давления в третьоктавной полосе данного спектра.
N	ной	Суммарная воспринимаемая шумность. Суммарная воспринимаемая шумность данного спектра, вычисленная по 24 значениям n .
PNL	PNдБ	Уровень воспринимаемого шума. Основанный на восприятии оценочный показатель шума, характеризующий субъективное воздействие широкополосного шума в данный момент времени при пролете воздушного судна. Это определяемый эмпирическим путем уровень шума, который равен по шумности выборке случайного шума в 1 кГц в третьоктавной полосе. (См. спецификации в разделе 4.2 добавления 2.)
PNLT	TPNdБ	Уровень воспринимаемого шума с поправкой на тональность. Значение PNL данного спектра с поправкой на неравномерности спектра.
$PNLT_R$	TPNdБ	Исходный уровень воспринимаемого шума с поправкой на тональность. Значение PNLТ, приведенное к исходным условиям.
PNLTM	TPNdБ	Максимальный уровень воспринимаемого шума с поправкой на тональность. Максимальное значение PNLТ в указанном временном ряду, скорректированное на разделение на полосы Δ_B .
$PNLTM_R$	TPNdБ	Исходный максимальный уровень воспринимаемого шума с поправкой на тональность. Максимальная величина $PNLT_R$ в указанном временном ряду, скорректированная на разделение на полосы Δ_B в упрощенном методе и Δ_{BR} в интегральном методе.

Условное обозначение	Единица измерения	Значение
SPL	дБ	<p>Уровень звукового давления. Уровень звука относительно исходного уровня в 20 мкПа в любой момент времени в указанном частотном диапазоне. Уровень рассчитывается как десятикратный десятичный логарифм отношения квадрата усредненного по времени звукового давления к квадрату исходного звукового давления в 20 мкПа.</p> <p><i>Примечание. Как правило, при сертификации воздушных судов по шуму берется конкретная третьоктавная полоса (например, $SPL(i,k)$ для i-ой полосы k-го спектра в течение периода изменения авиационного шума во времени.</i></p>
SPL _R	дБ	Исходный уровень звукового давления. Уровни звукового давления в третьоктавной полосе, приведенные к исходным условиям.
SPL _S	дБ	Скорректированный на медленную реакцию уровень звукового давления. Значение уровней звукового давления в третьоктавной полосе, скорректированное по временной шкале S.
Δ_1	TPNdБ	<p>Поправка PNLTM. В упрощенном методе корректировки поправка, которую следует прибавить к измеренному EPNL, чтобы учесть изменения уровня шума, обусловленные различиями в атмосферном поглощении и длине пути распространения шума в условиях испытаний и исходных условиях при PNLTM.</p> <p>дБ(А) Для винтовых самолетов массой не более 8618 кг поправка, которую следует прибавить к L_{ASmax}, чтобы учесть изменения уровня шума, обусловленные различием в относительной высоте самолета в условиях испытаний и в исходных условиях.</p>
Δ_2	TPNdБ	<p>Поправка на продолжительность. В упрощенном методе корректировки поправка, которую следует прибавить к измеренному EPNL, чтобы учесть изменения уровня шума, обусловленные изменением в продолжительности шума из-за различий между скоростью и местоположением воздушного судна при испытаниях и его исходной скоростью и исходным местоположением относительно микрофона.</p> <p>дБ(А) Для винтовых самолетов массой не более 8618 кг поправка, которую следует прибавить к L_{ASmax}, чтобы учесть число Маха законцовки лопасти воздушного винта.</p>
Δ_3	TPNdБ	<p>Поправка на шум источника. В упрощенном или интегральном методе корректировки поправка, которую следует прибавить к измеренному EPNL, чтобы учесть изменения уровня шума, обусловленные различиями в механизмах генерирования шума в источнике в условиях испытаний и в исходных условиях.</p> <p>дБ(А) Для винтовых самолетов массой не более 8618 кг поправка, которую следует прибавить к L_{ASmax}, чтобы учесть мощность двигателя.</p>

Условное обозначение	Единица измерения	Значение
Δ_4	дБ(А)	Поправка на атмосферное поглощение. Для винтовых самолетов массой не более 8618 кг поправка, которую следует прибавить к измеренному L_{ASmax} , чтобы учесть изменения уровня шума, обусловленные изменением в атмосферном поглощении из-за различия в относительной высоте самолета в условиях испытаний и в исходных условиях.
Δ_B	TPNdБ	Корректив на разделение на полосы. Корректив, который следует прибавить к максимальному PNLТ, чтобы учесть возможное подавление тона из-за разделения этого тона на третьоктавные полосы. PNLТМ равен максимальному PNLТ плюс Δ_B .
Δ_{BR}	TPNdБ	Исходный корректив на разделение на полосы. Корректив, который следует прибавить к максимальному PNLТ _R в интегральном методе, чтобы учесть возможное подавление тона из-за разделения этого тона на третьоктавные полосы. PNLТМ _R равна максимальному PNLТ _R плюс Δ_{BR} .
Δ_{peak}	TPNdБ	Поправка на пиковое значение. Поправка, которую следует прибавить к измеренному EPNL, когда PNLТ для вторичного пикового значения, определенного при расчете EPNL на основании измеренных и приведенных к исходным условиям данных, превышает значение PNLТ для скорректированного спектра PNLТМ.

1.5 Расчет PNL и поправка на тональность

Условное обозначение	Единица измерения	Значение
C	дБ	Поправка на тональность. Величина, которую следует прибавить к PNL данного спектра, чтобы учесть неравномерности спектра, такие как тона.
f	Гц	Частота. Номинальная среднегеометрическая частота третьоктавной полосы.
F	дБ	Дельта-дБ. Разность между начальным уровнем звукового давления и конечным уровнем широкополосного звукового давления в третьоктавной полосе в данном спектре.
$\log n(a)$	—	Координата излома кривой шумности. Значение $\log n$ для точки пересечения прямых, выражающих зависимость SPL от $\log n$.
M	—	Величина, обратная наклону кривой шумности. Величины, обратные наклонам прямых, выражающих зависимость SPL от $\log n$.
s	дБ	Наклон уровня звукового давления. Разность соседних уровней звукового давления в третьоктавной полосе в данном спектре.
Δs	дБ	Изменение наклона уровня звукового давления.

Условное обозначение	Единица измерения	Значение
s'	дБ	Скорректированный наклон уровня звукового давления. Разность соседних скорректированных уровней звукового давления в третьоктавной полосе в данном спектре.
\bar{s}	дБ	Средний наклон уровня звукового давления.
SPL(a)	дБ	Уровень излома кривой шумности. Значение SPL на координате излома прямых, выражающих зависимость SPL от $\log n$.
SPL(b) SPL(c)	дБ	Уровни пересечения кривой шумности. Точки пересечения оси SPL прямыми, выражающими зависимость SPL от $\log n$.
SPL(d)	дБ	Уровень излома кривой шумности. Значение SPL на координате излома, где $\log n$ равен -1 .
SPL(e)	дБ	Уровень излома кривой шумности. Значение SPL на координате излома, где $\log n$ равен $\log 0,3$.
SPL'	дБ	Скорректированный уровень звукового давления. Первое приближение к уровню широкополосного звукового давления в третьоктавной полосе данного спектра.
SPL''	дБ	Окончательный уровень широкополосного звукового давления. Второе и последнее приближения к уровню широкополосного звукового давления в третьоктавной полосе данного спектра.

1.6 Геометрия траектории полета

Условное обозначение	Единица измерения	Значение
H	м	Относительная высота. Относительная высота воздушного судна при пролете над центральным микрофоном или на траверзе центрального микрофона.
H _R	м	Исходная относительная высота. Исходная относительная высота воздушного судна при пролете над центральным микрофоном или на траверзе центрального микрофона.
X	м	Местоположение воздушного судна на линии пути. Координата местоположения воздушного судна вдоль оси x в конкретный момент времени.
Y	м	Боковое местоположение воздушного судна относительно исходной линии пути. Координата местоположения воздушного судна вдоль оси y в конкретный момент времени.

Условное обозначение	Единица измерения	Значение
Z	м	Вертикальное местоположение воздушного судна относительно исходной линии пути. Координата местоположения воздушного судна вдоль оси z в конкретный момент времени
θ	градусы	Угол излучения звука. Угол между траекторией полета и прямым путем распространения звука к микрофону. Угол одинаков для измеренной и исходной траекторий полета.
ψ	градусы	Угол превышения. Угол между путем распространения звука и горизонтальной плоскостью, проходящей через микрофон, где путь распространения звука определяется как линия между точкой излучения звука на измеренной траектории полета и диафрагмой микрофона.
ψ_R	градусы	Исходный угол превышения. Угол между исходным путем распространения звука и горизонтальной плоскостью, проходящей через исходное местоположение микрофона, где исходный путь распространения звука определяется как линия между точкой излучения звука на исходной траектории полета и диафрагмой контрольного микрофона.

1.7 Прочие обозначения

Условное обозначение	Единица измерения	Значение
antilog	—	Антилогарифм по основанию 10.
D	м	Диаметр. Диаметр воздушного или несущего винта.
D_{15}	м	Взлетная дистанция. Взлетная дистанция, необходимая для того, чтобы самолет набрал высоту 15 м над уровнем земли.
e	—	Число Эйлера. Математическая постоянная, представляющая собой основание натурального логарифма – приблизительно 2,71828.
log	—	Логарифм по основанию 10.
N	об. мин	Скорость вращения воздушного винта.
N_1	об. мин	Число оборотов компрессора. Скорость вращения вентилятора первой ступени компрессора низкого давления газотурбинного двигателя.
RH	%	Относительная влажность. Относительная влажность окружающей атмосферы.
T	°C	Температура. Температура окружающей атмосферы.

Условное обозначение	Единица измерения	Значение
u	м/с	Составляющая скорости ветра вдоль линии пути. Составляющая вектора скорости ветра вдоль исходной линии пути.
v	м/с	Боковая составляющая скорости ветра. Составляющая вектора скорости ветра, горизонтально перпендикулярная к исходной линии пути.
α	дБ/100 м	Коэффициент атмосферного поглощения при испытаниях. Степень затухания звука в результате атмосферного поглощения звука в указанной третьоктавной полосе при измеренной температуре окружающего воздуха и относительной влажности.
α_R	дБ/100 м	Исходный коэффициент атмосферного поглощения. Степень затухания звука в результате атмосферного поглощения звука в указанной третьоктавной полосе при исходной температуре окружающего воздуха и относительной влажности.
μ	—	Параметр шумовых характеристик двигателя. Для реактивных самолетов, как правило, стабилизированная скорость вращения вентилятора компрессора низкого давления, стабилизированная тяга двигателя или степень повышения давления, используемые при расчете поправки на источник шума.

ЧАСТЬ II. СЕРТИФИКАЦИЯ ВОЗДУШНЫХ СУДОВ ПО ШУМУ

ГЛАВА I. АДМИНИСТРАТИВНЫЕ ВОПРОСЫ

1.1 Положения пп. 1.2–1.6 применяются ко всем воздушным судам, включенным в классификации, определенные для целей сертификации по шуму в главах 2–6, 8 и 10–14 настоящей части, если такие воздушные суда заняты в международной воздушной навигации.

1.2 Сертификат о соответствии нормам по шуму выдается или ему придается сила государством регистрации воздушного судна на основании убедительных данных о том, что это воздушное судно отвечает требованиям, которые по крайней мере равноценны применимым Стандартам, содержащимся в настоящем Приложении.

1.3 Если потребуется документ о повторной сертификации по шуму, то он выдается или ему придается сила государством регистрации воздушного судна на основе убедительных данных о том, что это воздушное судно отвечает требованиям, которые по крайней мере равноценны соответствующим Стандартам, содержащимся в настоящем Приложении. Датой, которую сертифицирующий полномочный орган должен использовать для определения основы повторной сертификации, является дата принятия первой заявки на повторную сертификацию.

1.4 Документы, свидетельствующие о сертификации по шуму, утверждаются государством регистрации, и это государство требует, чтобы они находились на борту воздушного судна.

Примечание. См. п. 6.13 части I Приложения 6, касающийся перевода на английский язык документов, свидетельствующих о сертификации по шуму.

1.5 В документе, свидетельствующем о сертификации воздушного судна по шуму, содержится по крайней мере следующая информация:

- Пункт 1. Название государства.
- Пункт 2. Название документа по шуму.
- Пункт 3. Номер документа.
- Пункт 4. Национальный или общий знак и регистрационные знаки.
- Пункт 5. Изготовитель и обозначение воздушного судна изготовителем.
- Пункт 6. Серийный номер воздушного судна.
- Пункт 7. Изготовитель, тип и модель двигателя.
- Пункт 8. Тип и модель воздушного винта для винтовых самолетов.
- Пункт 9. Максимальная взлетная масса в килограммах.

- Пункт 10. Максимальная посадочная масса в килограммах для сертификатов, выданных в соответствии с главами 2–5, 12 и 14 настоящего Приложения.
- Пункт 11. Глава и раздел настоящего Приложения, в соответствии с которыми сертифицировано воздушное судно.
- Пункт 12. Дополнительные модификации, введенные с целью приведения в соответствие с применимыми Стандартами сертификации по шуму.
- Пункт 13. Уровень шума сбоку от ВПП/на режиме полной мощности в соответствующей единице измерения для документов, выдаваемых в соответствии с главами 2–5, 12 и 14 настоящего Приложения.
- Пункт 14. Уровень шума при заходе на посадку в соответствующей единице измерения для документов, выдаваемых в соответствии с главами 2–5, 8 и 12–14 настоящего Приложения.
- Пункт 15. Уровень пролетного шума в соответствующей единице измерения для документов, выдаваемых в соответствии с главами 2–5, 12 и 14 настоящего Приложения.
- Пункт 16. Уровень пролетного шума в соответствующей единице измерения для документов, выдаваемых в соответствии с главами 6, 8, 11 и 13 настоящего Приложения.
- Пункт 17. Уровень шума при взлете в соответствующей единице измерения для документов, выдаваемых в соответствии с главами 8, 10 и 13 настоящего Приложения.
- Пункт 18. Запись о соответствии, включая ссылку на том I Приложения 16.
- Пункт 19. Дата выдачи документа о сертификации по шуму.
- Пункт 20. Подпись сотрудника, выдавшего документ.

1.6 Заголовки пунктов в документах о сертификации по шуму единообразно нумеруются арабскими цифрами, как указано в п. 1.5, с тем чтобы в любом документе о сертификации по шуму при использовании любой системы номер относился к тому же заголовку пункта, однако если информация, содержащаяся в пп. 1–6 и 18–20, приводится в сертификате летной годности, то согласно Приложению 8 преимущественную силу имеет система нумерации сертификата летной годности.

1.7 Административная система оформления документации о сертификации по шуму разрабатывается государством регистрации.

Примечание. См. дополнение G в отношении инструктивных указаний, касающихся формата и структуры документа о сертификации по шуму.

1.8 Договаривающиеся государства признают действующей сертификацию по шуму, выполненную другим Договаривающимся государством, при условии, что требования, в соответствии с которыми проводилась сертификация, по крайней мере равноценны Стандартам, содержащимся в настоящем Приложении.

1.9 Договаривающееся государство приостанавливает или отменяет сертификацию по шуму воздушного судна, находящегося в его реестре, если это воздушное судно перестает отвечать применимым Стандартам по шуму. Государство регистрации не отменяет приостановку сертификации по шуму и не возобновляет сертификацию по шуму, за исключением случаев, когда при повторной оценке обнаруживается, что данное воздушное судно отвечает применимым Стандартам по шуму.

1.10 Содержащаяся в настоящем томе Приложения поправка, которая будет использоваться Договаривающимся государством, является поправкой, которая применяется с даты подачи этому Договаривающемуся государству заявки:

- a) на сертификат типа в случае нового типа; или
- b) на утверждение изменения в конструкции типа в случае модифицированного варианта; или
- c) в обоих случаях в рамках другой аналогичной процедуры, установленной сертифицирующим органом данного государства.

Примечание. Когда каждое новое издание настоящего Приложения или поправка к нему начинают применяться (в соответствии с таблицей А предисловия), они заменяют все предыдущие издания и поправки.

1.11 Если иначе не установлено в данном томе Приложения, датой, которая должна использоваться Договаривающимися государствами для определения начала применения Стандартов настоящего Приложения, является дата подачи заявки государству разработчика на сертификат типа или дата подачи заявки в рамках другой аналогичной процедуры подачи заявки, установленной сертифицирующим органом государства разработчика.

1.12 В отношении модифицированных вариантов, когда положения, регулирующие применение Стандартов настоящего Приложения, предусматривают "заявку на сертификацию изменения в конструкции типа", датой, которая должна использоваться Договаривающимися государствами для определения начала применения Стандартов настоящего Приложения, является дата подачи заявки на изменение в конструкции типа Договаривающемуся государству, которое впервые сертифицировало изменение в конструкции типа, или дата подачи заявки в рамках другой аналогичной процедуры подачи заявки, установленной сертифицирующим органом Договаривающегося государства, которое впервые сертифицировало изменение в конструкции типа.

Примечание 1. Если иначе не установлено в настоящем томе Приложения, издание тома I "Методики сертификации воздушных судов по шуму" Технического руководства по окружающей среде (Doc 9501), которое должно использоваться в качестве инструктивного материала по использованию приемлемых методов установления соответствия и аналогичных процедур Договаривающимся государством, должно быть таким изданием, которое действует на дату подачи заявки данному государству на сертификат типа или изменение в конструкции типа.

Примечание 2. Методы установления соответствия и использование аналогичных процедур подлежат утверждению сертифицирующим органом Договаривающегося государства.

1.13 Заявка действует в течение периода, указанного в обозначении в нормах летной годности, соответствующем данному типу воздушного судна, за исключением особых случаев, когда сертифицирующий орган соглашается с продлением данного периода. В тех случаях, когда такой период действия превышен, дата, которая должна использоваться для определения применения Стандартов настоящего Приложения, является датой выдачи сертификата типа или утверждения изменения в конструкции типа, или дата выдачи утверждения в рамках другой аналогичной процедуры, установленной государством разработчика, за вычетом этого периода действия.

ГЛАВА 2. ДОЗВУКОВЫЕ РЕАКТИВНЫЕ САМОЛЕТЫ: заявка на сертификат типа подана до 6 октября 1977 года

2.1 Применимость

Примечание. См. также пп. 1.10, 1.11, 1.12 и 1.13 главы 1.

2.1.1 Стандарты настоящей главы применимы ко всем дозвуковым реактивным самолетам, в отношении которых заявка на сертификат типа была подана до 6 октября 1977 года, за исключением самолетов, которые:

- a) требуют ВПП длиной¹ 610 м или меньше при максимальной зарегистрированной в удостоверении о годности к полетам массе, или
- b) оснащены двигателями со степенью двухконтурности 2 или более и для которых удостоверение о годности к полетам для отдельного экземпляра самолета впервые было выдано до 1 марта 1972 года, или
- c) оснащены двигателями со степенью двухконтурности менее 2, в отношении которых заявка на сертификат типа была подана до 1 января 1969 года и в отношении которых удостоверение о годности к полетам для отдельного экземпляра самолета впервые было выдано до 1 января 1976 года.

2.1.2 Максимальные уровни шума в п. 2.4.1 применимы, за исключением модифицированных вариантов, в отношении которых заявка на сертификацию изменения в конструкции типа была подана 26 ноября 1981 года или позже, и в этом случае применимы максимальные уровни шума в п. 2.4.2.

2.1.3 Несмотря на пп. 2.1.1 и 2.1.2, Договаривающееся государство может признать, что в перечисленных ниже случаях применительно к реактивным самолетам и винтовым самолетам с максимальной сертифицированной взлетной массой более 8618 кг, занесенным в его регистр, не требуется демонстрировать соответствие положениям Стандартов тома I Приложения 16:

- a) полет с одним или несколькими выпущенными в течение всего полета убираться шасси;
- b) транспортировка запасного двигателя и мотогондолы с внешней стороны обшивки самолета (и возвращение пилона или другого внешнего узла крепления);
- c) замена двигателя и/или мотогондолы на ограниченный срок, когда изменение типовой конструкции предусматривает, что самолет не может эксплуатироваться в течение периода, превышающего 90 дней, если в отношении такого изменения типовой конструкции не будет продемонстрировано соответствие действующим положениям тома I Приложения 16. Это относится только к изменениям, обусловленным выполнением требуемых работ по техническому обслуживанию.

1. Без концевой полосы безопасности или полосы, свободной от препятствий.

2.2 Единица оценки шума

Единицей оценки шума является эффективный уровень воспринимаемого шума в ЕРНдБ, как указано в добавлении 1.

2.3 Точки измерения шума

При испытаниях, проводимых в соответствии с методикой летных испытаний, изложенной в п. 2.6, самолет не превышает указанные в п. 2.4 уровни шума в следующих точках:

- а) *в точке измерения шума сбоку от ВПП*: точке на линии, параллельной осевой линии взлетно-посадочной полосы и удаленной от нее или ее продолжения на 650 м, в которой уровень шума при взлете является максимальным;
- б) *в точке измерения пролетного шума*: точке на продолжении осевой линии взлетно-посадочной полосы на расстоянии 6,5 км от начала разбега;
- в) *в точке измерения шума при заходе на посадку*: точке на земле на продолжении осевой линии взлетно-посадочной полосы, расстояние от которой до глиссады с углом наклона 3°, начинающейся на расстоянии 300 м за порогом ВПП, составляет по вертикали 120 м (394 фут). На ровной местности это соответствует точке на расстоянии 2000 м от порога ВПП.

2.4 Максимальные уровни шума

2.4.1 Максимальные уровни шума указанных в п. 2.1.1 самолетов, определенные в соответствии с методом оценки шума, изложенным в добавлении 1, не превышают следующих значений:

- а) *в точках измерения шума сбоку от ВПП и при заходе на посадку* – 108 ЕРНдБ для самолетов с максимальной сертифицированной взлетной массой 272 000 кг или больше со снижением уровня шума пропорционально логарифму массы на 2 ЕРНдБ при каждом уменьшении массы в два раза вплоть до 102 ЕРНдБ при взлетной массе 34 000 кг, после чего этот предел остается постоянным;
- б) *в точке измерения пролетного шума* – 108 ЕРНдБ для самолетов с максимальной сертифицированной взлетной массой 272 000 кг или больше со снижением уровня шума пропорционально логарифму массы на 5 ЕРНдБ при каждом уменьшении массы в два раза вплоть до 93 ЕРНдБ при взлетной массе 34 000 кг, после чего этот предел остается постоянным.

Примечание. См. дополнение А, в котором приводятся формулы вычисления максимально допустимых уровней шума в зависимости от взлетной массы.

2.4.2 Максимальные уровни шума указанных в п. 2.1.2 самолетов, определенные в соответствии с методом оценки шума, изложенным в добавлении 1, не превышают следующих значений:

2.4.2.1 В точке измерения шума сбоку от ВПП

106 ЕРНдБ для самолетов с максимальной сертифицированной взлетной массой 400 000 кг или больше со снижением уровня шума пропорционально логарифму массы до 97 ЕРНдБ при взлетной массе 35 000 кг, после чего этот предел остается постоянным.

2.4.2.2 В точке измерения пролетного шума

а) Самолеты с двумя двигателями или меньше

104 ЕРНдБ для самолетов с максимальной сертифицированной взлетной массой 325 000 кг или больше со снижением уровня шума пропорционально логарифму массы на 4 ЕРНдБ при каждом уменьшении массы в два раза вплоть до 93 ЕРНдБ, после чего этот предел остается постоянным.

б) Самолеты с тремя двигателями

Так же, как в подпункте а), но 107 ЕРНдБ для самолетов с максимальной сертифицированной взлетной массой 325 000 кг или больше

или

как определяется в подпункте 2.4.1 б), в зависимости от того, какая из величин меньше.

с) Самолеты с четырьмя двигателями или больше

Так же, как в подпункте а), но 108 ЕРНдБ для самолетов с максимальной сертифицированной взлетной массой 325 000 кг или больше

или

как определяется в подпункте 2.4.1 б), в зависимости от того, какая из величин меньше.

2.4.2.3 В точке измерения шума при заходе на посадку

108 ЕРНдБ для самолетов с максимальной сертифицированной взлетной массой 280 000 кг или больше со снижением уровня шума пропорционально логарифму массы вплоть до 101 ЕРНдБ при взлетной массе 35 000 кг, после чего этот предел остается постоянным.

Примечание. См. дополнение А, в котором приводятся формулы вычисления уровней шума как функции взлетной массы.

2.5 Допуски

Если максимальные уровни шума превышаются в одной или двух точках измерений:

- а) сумма превышений составляет не более 4 ЕРНдБ, за исключением самолетов с четырьмя двигателями, имеющими степень двухконтурности 2 или более, в отношении которых сертифицирующим органом была принята заявка на сертификат летной годности прототипа или выполнена другая аналогичная установленная процедура до 1 декабря 1969 года (для них сумма любых превышений составляет не более 5 ЕРНдБ);
- б) любое превышение в любой отдельной точке составляет не более 3 ЕРНдБ;
- с) любые превышения компенсируются соответствующим снижением уровней в другой точке или в других точках.

2.6 Методика испытаний

2.6.1 Методика испытаний при взлете

2.6.1.1 С начала взлета до точки, в которой достигается высота по крайней мере 210 м (690 фут) над взлетно-посадочной полосой, используется средняя взлетная тяга²; после этого тяга не уменьшается ниже значения, которое обеспечивает минимальный градиент набора высоты 4 %.

2.6.1.2 Скорость по крайней мере $V_2 + 19$ км/ч ($V_2 + 10$ уз) достигается как можно скорее после отрыва от земли и сохраняется на протяжении всего испытания для сертификации по шуму при взлете.

2.6.1.3 На протяжении демонстрационного испытания для сертификации по шуму при взлете сохраняется постоянная взлетная конфигурация, за исключением того, что шасси могут быть убраны.

2.6.2 Методика испытаний при заходе на посадку

2.6.2.1 Самолет стабилизируется и следует по глиссаде с углом наклона $3^\circ \pm 0,5^\circ$.

2.6.2.2 Заход на посадку выполняется при установившейся воздушной скорости не менее $1,3 V_S + 19$ км/ч ($1,3 V_S + 10$ уз), при этом тяга во время захода на посадку и над точкой измерения остается постоянной, и продолжается до нормального приземления.

2.6.2.3 Конфигурация самолета предусматривает максимально допустимое посадочное отклонение закрылков.

Примечание. Инструктивный материал по использованию эквивалентных методик содержится в томе I "Методики сертификации воздушных судов по шуму" Технического руководства по окружающей среде (Doc 9501).

2. Взлетная тяга, соответствующая средним характеристикам серийного двигателя.

ГЛАВА 3

1. ДОЗВУКОВЫЕ РЕАКТИВНЫЕ САМОЛЕТЫ: заявка на сертификат типа подана 6 октября 1977 года или позже и до 1 января 2006 года

2. ВИНТОВЫЕ САМОЛЕТЫ МАССОЙ БОЛЕЕ 8618 кг: заявка на сертификат типа подана 1 января 1985 года или позже и до 1 января 2006 года

3.1 Применимость

Примечание 1. См. также пп. 1.10, 1.11, 1.12 и 1.13 главы 1.

Примечание 2. Указания по интерпретации этих положений применимости содержатся в дополнении Е.

3.1.1 За исключением винтовых самолетов, специально сконструированных и используемых для сельскохозяйственных целей или борьбы с пожаром, Стандарты настоящей главы применимы:

- а) ко всем дозвуковым реактивным самолетам, включая их модифицированные варианты, за исключением самолетов, для которых требуется взлетно-посадочная полоса¹ длиной 610 м или менее при максимальной зарегистрированной в удостоверении о годности к полетам массе, в отношении которых заявка на сертификат типа была подана 6 октября 1977 года или позже и до 1 января 2006 года;
- б) ко всем винтовым самолетам, включая их модифицированные варианты, с максимальной сертифицированной взлетной массой более 8618 кг, в отношении которых заявка на сертификат типа была подана 1 января 1985 года или позже и до 1 января 2006 года.

3.1.2 Несмотря на п. 3.1.1, Договаривающееся государство может признать, что в перечисленных ниже случаях применительно к реактивным самолетам и винтовым самолетам с максимальной сертифицированной взлетной массой более 8618 кг, занесенным в его регистр, не требуется демонстрировать соответствие положениям Стандартов тома I Приложения 16:

- а) полет с одним или несколькими выпущенными в течение всего полета убирающимися шасси;
- б) транспортировка запасного двигателя и мотогондолы с внешней стороны обшивки самолета (и возвращение пилона или другого внешнего узла крепления);
- с) замена двигателя и (или) мотогондолы на ограниченный срок, когда изменение типовой конструкции предусматривает, что самолет не может эксплуатироваться в течение периода, превышающего 90 дней, если в отношении такого изменения типовой конструкции не будет продемонстрировано соответствие действующим положениям тома I Приложения 16. Это относится только к изменениям, обусловленным выполнением требуемых работ по техническому обслуживанию.

1. Без концевой полосы безопасности или полосы, свободной от препятствий.

3.2 Измерения шума

3.2.1 Единица оценки шума

Единицей оценки шума является эффективный уровень воспринимаемого шума в ЕРНдБ, как указано в добавлении 2.

3.3 Точки измерения шума

3.3.1 Контрольные точки измерения шума

При испытаниях, проводимых в соответствии с данными Стандартами, самолет не превышает указанные в п. 3.4 уровни шума в следующих точках:

а) *в контрольной точке измерения шума сбоку от ВПП на режиме полной мощности:*

- 1) для реактивных самолетов: в точке на линии, параллельной осевой линии взлетно-посадочной полосы и удаленной от нее на 450 м, в которой уровень шума при взлете является максимальным;
- 2) для винтовых самолетов: в точке на продолжении осевой линии взлетно-посадочной полосы, отстоящей по вертикали на 650 м от траектории полета при наборе высоты на режиме полной взлетной мощности, как определено в п. 3.6.2. До 19 марта 2002 года в качестве альтернативы разрешается применять требование к шуму сбоку от ВПП, изложенное в п. 3.3.1 а) 1).

Примечание. В отношении самолетов, указанных в п. 3.1.1 b), заявка на сертификат типа которых была подана до 19 марта 2002 года, в качестве альтернативы разрешается применять предусмотренное п. 3.3.1 а) 1) требование, касающееся шума сбоку от ВПП;

б) *в контрольной точке измерения пролетного шума:* точке на продолжении осевой линии взлетно-посадочной полосы на расстоянии 6,5 км от начала разбега;

с) *в контрольной точке измерения шума при заходе на посадку:* точке на земле на продолжении осевой линии взлетно-посадочной полосы на расстоянии 2000 м от порога ВПП. На ровной местности это соответствует точке, расстояние от которой до глиссады с углом наклона 3°, начинающейся на расстоянии 300 м за порогом ВПП, составляет по вертикали 120 м (394 фут).

3.3.2 Точки измерения шума при испытаниях

3.3.2.1 Если точки измерения шума при испытаниях не совпадают с контрольными точками измерения шума, то любые поправки на разницу местоположения вносятся таким же образом, как и поправки на несовпадение траектории летных испытаний с исходной траекторией полета.

3.3.2.2 При испытаниях используется достаточное число точек измерения шума сбоку от ВПП с целью демонстрации сертифицирующему органу, что на соответствующей боковой линии четко определяется максимальный уровень шума. Для самолетов с реактивными двигателями при испытаниях проводятся измерения в одной точке измерения шума, симметрично расположенной с другой стороны ВПП. Вследствие характерной для винтовых самолетов асимметрии шума сбоку от ВПП при проведении всех испытаний проводятся одновременные измерения шума в каждой точке, расположенной симметрично (в пределах ± 10 м параллельно оси ВПП) контрольной точке с противоположной стороны ВПП.

3.4 Максимальные уровни шума

3.4.1 Максимальные уровни шума, определенные в соответствии с методом оценки шума, изложенным в добавлении 2, не превышают следующих значений:

3.4.1.1 *В контрольной точке измерения шума сбоку от ВПП на режиме полной мощности*

103 ЕРНдБ для самолетов с максимальной сертифицированной взлетной массой, при которой требуется сертификация по шуму, 400 000 кг и больше со снижением уровня шума пропорционально логарифму массы вплоть до 94 ЕРНдБ при взлетной массе 35 000 кг, после чего этот предел остается постоянным.

3.4.1.2 *В контрольной точке измерения пролетного шума*

а) *Самолеты с двумя двигателями или меньше*

101 ЕРНдБ для самолетов с максимальной сертифицированной взлетной массой, при которой требуется сертификация по шуму, 385 000 кг и больше со снижением уровня шума пропорционально логарифму массы самолета на 4 ЕРНдБ при каждом уменьшении массы в два раза вплоть до 89 ЕРНдБ, после чего этот предел остается постоянным.

б) *Самолеты с тремя двигателями*

Так же, как в подпункте а), но 104 ЕРНдБ для самолетов с максимальной сертифицированной взлетной массой 385 000 кг и больше.

с) *Самолеты с четырьмя двигателями или больше*

Так же, как в подпункте а), но 106 ЕРНдБ для самолетов с максимальной сертифицированной взлетной массой 385 000 кг и больше.

3.4.1.3 *В контрольной точке измерения шума при заходе на посадку*

105 ЕРНдБ для самолетов с максимальной сертифицированной взлетной массой, при которой требуется сертификация по шуму, 280 000 кг и больше со снижением уровня шума пропорционально логарифму массы вплоть до 98 ЕРНдБ при взлетной массе 35 000 кг, после чего этот предел остается постоянным.

Примечание См. дополнение А, в котором приводятся формулы вычисления максимально допустимых уровней шума в зависимости от взлетной массы.

3.5 Допуски

Если максимальные уровни шума превышаются в одной или двух точках измерений:

- а) сумма превышений составляет не более 3 ЕРНдБ;
- б) любое превышение в любой отдельной точке составляет не более 2 ЕРНдБ;
- с) любые превышения компенсируются соответствующим снижением уровней в другой точке или в других точках.

3.6 Исходная методика сертификации по шуму

3.6.1 Общие условия

3.6.1.1 Исходная методика отвечает соответствующим требованиям летной годности.

3.6.1.2 Расчеты исходной методики и траекторий полета утверждаются сертифицирующим органом.

3.6.1.3 За исключением условий, определенных в п. 3.6.1.4, исходная методика при взлете и заходе на посадку определяется соответственно в пп. 3.6.2 и 3.6.3.

3.6.1.4 Когда подающий заявку указывает, что расчетные характеристики самолета не позволяют выполнить полет в соответствии с пп. 3.6.2 и 3.6.3, исходная методика:

- a) отклоняется от исходной методики, определенной в пп. 3.6.2 и 3.6.3, лишь настолько, насколько того требуют те расчетные характеристики, которые делают выполнение этой методики невозможным, и
- b) утверждается сертифицирующим органом.

3.6.1.5 Исходная методика рассчитывается при следующих исходных атмосферных условиях:

- a) атмосферное давление на уровне моря 1013,25 гПа, уменьшающееся по высоте на величину, определяемую стандартной атмосферой ИКАО;
- b) температура окружающего воздуха на уровне моря 25 °С, уменьшающаяся по высоте на величину, определяемую стандартной атмосферой ИКАО (т. е. 0,65 °С на 100 м);
- c) постоянная относительная влажность 70 %;
- d) штиль;
- e) для целей определения исходных профилей взлета для измерения шума при взлете и сбоку от ВПП уклон ВПП является нулевым;
- f) исходная атмосфера с точки зрения температуры и относительной влажности считается однородной (т. е. температура окружающего воздуха 25 °С и относительная влажность 70 %), когда она используется для расчета:
 - 1) исходного коэффициента затухания звука из-за атмосферного поглощения;
 - 2) исходной скорости звука, используемой в расчетах исходной геометрии распространения звука.

Примечание 1. Подробная информация о расчете изменения исходного атмосферного давления по высоте содержится в разделе, посвященном стандартной атмосфере ИКАО, тома I "Методики сертификации воздушных судов по шуму" Технического руководства по окружающей среде (Doc 9501).

Примечание 2. Характеристики стандартной атмосферы ИКАО приведены в Руководстве по стандартной атмосфере ИКАО (с верхней границей, поднятой до 80 км (262 500 фут)) (Doc 7488/3).

3.6.2 Исходная методика взлета

Исходная траектория полета при взлете рассчитывается следующим образом:

- а) взлетная тяга или мощность среднего по характеристикам двигателя используется с момента начала взлета до той точки, в которой достигается по крайней мере следующая высота над взлетно-посадочной полосой:
 - 1) самолеты с двумя двигателями или меньше – 300 м (984 фут);
 - 2) самолеты с тремя двигателями – 260 м (853 фут);
 - 3) самолеты с четырьмя двигателями или больше – 210 м (689 фут);
- б) по достижении высоты, указанной выше в подпункте а), тяга или мощность не уменьшается ниже такой тяги или мощности, которая необходима для сохранения:
 - 1) градиента набора высоты в 4 % или
 - 2) горизонтального полета для многодвигательных самолетов при одном неработающем двигателе,в зависимости от того, какая из величин тяги или мощности больше;
- с) для цели определения уровня шума сбоку от ВПП на режиме полной мощности исходная траектория полета рассчитывается на основе использования в течение всего времени полной взлетной мощности без уменьшения тяги или мощности;
- д) скорость соответствует:
 - 1) в отношении самолетов, для которых применяемые требования летной годности определяют V_2 , скорость набора высоты при взлете при всех работающих двигателях, выбранную подающим заявку для использования в условиях обычной эксплуатации, которая составляет, по крайней мере, $V_2 + 19$ км/ч ($V_2 + 10$ уз), но не более $V_2 + 37$ км/ч ($V_2 + 20$ уз), и которая достигается как можно скорее после отрыва от земли и сохраняется на протяжении всего испытания для сертификации по шуму при взлете. В отношении скорости V_2 применяется одно и то же приращение для всех исходных масс образца самолета, за исключением тех случаев, когда разница в приращении обосновывается летно-техническими характеристиками самолета.

Примечание. V_2 определяется в соответствии с применяемыми требованиями летной годности;

- 2) в отношении самолетов, для которых применяемые требования летной годности не определяют V_2 , скорости набора высоты на высоте 15 м (50 фут) плюс приращение по крайней мере 19 км/ч (10 уз), но не более 37 км/ч (20 уз), или минимальная скорость набора высоты, в зависимости от того, какая скорость больше. Такая скорость достигается как можно скорее после отрыва от земли и сохраняется на протяжении всего испытания для сертификации по шуму при взлете.

Примечание. Скорость при взлете на высоте 15 м (50 фут) и минимальная скорость набора высоты определяются в соответствии с применяемыми требованиями летной годности;

- е) во время взлета по исходной методике сохраняется постоянная взлетная конфигурация, выбранная подающим заявку, за исключением того, что шасси может быть убрано. Под конфигурацией понимается состояние систем и положение центра тяжести, и при этом учитывается положение устройств, используемых для увеличения подъемной силы, вне зависимости от функционирования ВСУ и систем отбора воздуха и мощности;

- f) в момент освобождения тормозов масса самолета равняется максимальной взлетной массе, при которой требуется осуществить сертификацию по шуму;
- g) средний по характеристикам двигатель определяется средними характеристиками всех сертифицируемых двигателей, используемых при проведении летных испытаний самолета вплоть до сертификации, а также в ходе сертификации и эксплуатируемых с учетом ограничений и правил, предусмотренных в летном руководстве. Этим устанавливается технический стандарт, включающий связь тяги/мощности с параметрами управления (например, N_1 или EPR). Данные измерений шума при сертификационных испытаниях приводятся к этому стандарту.

Примечание. Используемая взлетная тяга/мощность представляет собой максимальную располагаемую тягу/мощность для выполнения нормальных полетов, предусмотренную в разделе летных характеристик летного руководства самолета для исходных атмосферных условий, указанных в п. 3.6.1.5.

3.6.3 Исходная методика захода на посадку

Исходная траектория полета при заходе на посадку рассчитывается следующим образом:

- a) самолет стабилизируется и следует по глиссаде с углом наклона 3° ;
- b) над точкой измерения выдерживается установившаяся скорость захода на посадку, равная $V_{REF} + 19$ км/ч ($V_{REF} + 10$ уз) при постоянной тяге или мощности.

Примечание. С точки зрения летной годности V_{REF} определяется как "расчетная посадочная скорость". В соответствии с этим определением расчетная посадочная скорость означает "скорость самолета в конкретной посадочной конфигурации в точке, где он проходит высоту условного препятствия при посадке, используемую для определения посадочной дистанции в режиме ручной посадки";

- c) во время захода на посадку по исходной методике сохраняется постоянная посадочная конфигурация, применяемая при сертификационных испытаниях на летную годность, но с выпущенным шасси;
- d) в момент приземления масса самолета равняется максимальной посадочной массе, допустимой для посадочной конфигурации, определенной в п. 3.6.3 c), при которой требуется осуществить сертификацию по шуму;
- e) используется наиболее критическая (та, при которой достигается максимальный уровень шума) конфигурация при нормально выпущенных аэродинамических поверхностях управления, включая устройства, создающие подъемную силу и торможение, с массой, при которой требуется осуществить сертификацию. Эта конфигурация включает все перечисленные в п. 5.2.5 добавления 2 особенности, которые будут способствовать достижению наибольшего непрерывного шума при максимальной посадочной массе в нормальных условиях эксплуатации.

3.7 Методика испытаний

3.7.1 Методика испытаний приемлема для проводящего испытания на летную годность и сертификацию по шуму органа государства, выдающего удостоверение.

3.7.2 Методика испытаний и измерения шума выполняются и результаты обрабатываются по утвержденному образцу так, чтобы получить оценку шума в виде эффективного уровня воспринимаемого шума, EPNL, в единицах EPNдБ, как указано в добавлении 2.

3.7.3 Акустические данные корректируются с помощью методов, указанных в добавлении 2, для приведения их к исходным условиям, определенным в настоящей главе. Вносятся коррективы на скорость и на тягу, как указано в разделе 8 добавления 2.

3.7.4 Если масса при испытании отличается от массы, при которой требуется осуществить сертификацию по шуму, необходимый корректив к EPNL не превышает 2 EPNдБ для взлетов и 1 EPNдБ для заходов на посадку. Для определения зависимости EPNL от массы для условий испытаний как при взлете, так и при заходе на посадку используются данные, утвержденные сертифицирующим органом. Аналогичным образом необходимый корректив к EPNL на отклонения траектории полета при заходе на посадку от исходной траектории полета не превышает 2 EPNдБ.

3.7.5 При заходе на посадку методика испытаний считается приемлемой, если самолет следует по устойчивой глиссаде с углом наклона $3^\circ \pm 0,5^\circ$.

3.7.6 Если используется эквивалентная методика испытаний, отличающаяся от исходной методики, то такая методика и все методы коррекции результатов с целью приведения их в соответствие с исходной методикой утверждаются сертифицирующим органом. Количественные значения коррективов не превышают 16 EPNдБ при взлете и 8 EPNдБ при заходе на посадку; если коррективы превышают соответственно 8 и 4 EPNдБ, то получаемые в результате значения более чем на 2 EPNдБ ниже пределов по шуму, указанных в п. 3.4.

Примечание. Инструктивный материал по использованию эквивалентных методик содержится в томе I "Методики сертификации воздушных судов по шуму" Технического руководства по окружающей среде (Doc 9501).

3.7.7 Применительно к измерению шума при взлете, сбоку от ВПП и заходе на посадку изменение мгновенной приборной воздушной скорости самолета должно выдерживаться в пределах $\pm 3\%$ от средней воздушной скорости в течение периода, соответствующего уменьшению уровня шума на 10 дБ. Это определяется по указателю скорости пилота. Однако в тех случаях, когда мгновенная приборная воздушная скорость отклоняется от средней воздушной скорости в течение периода, соответствующего уменьшению уровня шума на 10 дБ, более чем на $\pm 5,5$ км/ч (± 3 уз) и, по мнению представителя сертифицирующего полномочного органа, находящегося на борту воздушного судна, это отклонение обусловлено атмосферной турбулентностью, этот полет не засчитывается для целей сертификации по шуму.

ГЛАВА 4

- 1. ДОЗВУКОВЫЕ РЕАКТИВНЫЕ САМОЛЕТЫ И ВИНТОВЫЕ САМОЛЕТЫ С МАКСИМАЛЬНОЙ СЕРТИФИЦИРОВАННОЙ ВЗЛЕТНОЙ МАССОЙ 55 000 кг И БОЛЕЕ: заявка на сертификат типа подана 1 января 2006 года или позже и до 31 декабря 2017 года**
- 2. ДОЗВУКОВЫЕ РЕАКТИВНЫЕ САМОЛЕТЫ С МАКСИМАЛЬНОЙ СЕРТИФИЦИРОВАННОЙ ВЗЛЕТНОЙ МАССОЙ МЕНЕЕ 55 000 кг: заявка на сертификат типа подана 1 января 2006 года или позже и до 31 декабря 2020 года**
- 3. ВИНТОВЫЕ САМОЛЕТЫ С МАКСИМАЛЬНОЙ СЕРТИФИЦИРОВАННОЙ ВЗЛЕТНОЙ МАССОЙ БОЛЕЕ 8618 кг И МЕНЕЕ 55 000 кг: заявка на сертификат типа подана 1 января 2006 года или позже и до 31 декабря 2020 года**

4.1 Применимость

Примечание. См. также пп. 1.10, 1.11, 1.12 и 1.13 главы 1.

4.1.1 За исключением самолетов, для которых требуется взлетно-посадочная полоса¹ длиной 610 м или меньше при максимальной зарегистрированной в удостоверении о годности к полетам массе, или винтовых самолетов, специально сконструированных и используемых для сельскохозяйственных целей или борьбы с пожаром, Стандарты настоящей главы применимы:

- a) ко всем дозвуковым реактивным самолетам и винтовым самолетам, включая их модифицированные варианты с максимальной сертифицированной взлетной массой 55 000 кг или более, в отношении которых заявка на сертификат типа была подана 1 января 2006 года или позже и до 31 декабря 2017 года;
- b) ко всем дозвуковым реактивным самолетам, включая их модифицированные варианты, с максимальной сертифицированной взлетной массой менее 55 000 кг, в отношении которых заявка на сертификат типа была подана 1 января 2006 года или позже и до 31 декабря 2020 года;
- c) ко всем винтовым самолетам, включая их модифицированные варианты, с максимальной сертифицированной взлетной массой более 8618 кг и менее 55 000 кг, в отношении которых заявка на сертификат типа была подана 1 января 2006 года или позже и до 31 декабря 2020 года;
- d) ко всем дозвуковым реактивным самолетам и всем винтовым самолетам, первоначально сертифицированным на соответствие требованиям главы 3 или главы 5 тома I Приложения 16 ИКАО, которые требуется повторно сертифицировать на соответствие требованиям главы 4.

Примечание. Инструктивный материал по повторной сертификации содержится в томе I "Методики сертификации воздушных судов по шуму" Технического руководства по окружающей среде (Doc 9501).

1. Без концевой полосы безопасности или полосы, свободной от препятствий.

4.1.2 Несмотря на п. 4.1.1, Договаривающееся государство может признать, что в перечисленных ниже случаях применительно к реактивным самолетам и винтовым самолетам с максимальной сертифицированной взлетной массой более 8618 кг, занесенным в его регистр, не требуется демонстрировать соответствие положениям Стандартов тома I Приложения 16:

- а) полет с одним или несколькими выпущенными в течение всего полета убирающимися шасси;
- б) транспортировка запасного двигателя и мотогондолы с внешней стороны обшивки самолета (и возвращение пилона или другого внешнего узла крепления);
- с) замена двигателя и (или) мотогондолы на ограниченный срок, когда изменение типовой конструкции предусматривает, что самолет не может эксплуатироваться в течение периода, превышающего 90 дней, если в отношении такого изменения типовой конструкции не будет продемонстрировано соответствие действующим положениям тома I Приложения 16. Это относится только к изменениям, обусловленным выполнением требуемых работ по техническому обслуживанию.

4.2 Измерения шума

4.2.1 Единица оценки шума

Единицей оценки шума является эффективный уровень воспринимаемого шума в EPNдБ, как указано в добавлении 2.

4.3 Контрольные точки измерения шума

4.3.1 При испытаниях, проводимых в соответствии с настоящими Стандартами, самолет не превышает указанные в п. 4.4 максимальные уровни шума в точках, предусмотренных в п. 3.3.1 а), б) и с) главы 3.

4.3.2 Точки измерения шума при испытаниях

Применяются положения п. 3.3.2 главы 3, касающиеся точек измерения шума при испытаниях.

4.4 Максимальные уровни шума

4.4.1 Максимально допустимые уровни шума определены в пп. 3.4.1.1, 3.4.1.2 и 3.4.1.3 главы 3, и они не превышаются ни в одной точке измерения.

4.4.1.1 Суммарная разница во всех трех точках измерений между максимальными уровнями шума и максимально допустимыми уровнями шума, указанными в пп. 3.4.1.1, 3.4.1.2 и 3.4.1.3 главы 3, составляет не менее 10 EPNдБ.

4.4.1.2 Суммарная разница в любых двух точках измерений между максимальными уровнями шума и соответствующими максимально допустимыми уровнями шума, указанными в пп. 3.4.1.1, 3.4.1.2 и 3.4.1.3 главы 3, составляет не менее 2 EPNдБ.

Примечание. См. дополнение А, в котором приводятся формулы вычисления максимально допустимых уровней шума в зависимости от взлетной массы.

4.5 Исходная методика сертификации по шуму

Исходная методика сертификации по шуму соответствует методике, определенной в п. 3.6 главы 3.

4.6 Методика испытаний

Методика испытаний соответствует методике, определенной в п. 3.7 главы 3.

4.7 Повторная сертификация

Для самолетов, указанных в п. 4.1.1 с), документ о повторной сертификации выдается на том основании, что данные, использовавшиеся для определения соответствия требованиям главы 4, являются такими же убедительными, как и данные, полученные в отношении самолетов, указанных в п. 4.1.1 а) и b).

ГЛАВА 5. ВИНТОВЫЕ САМОЛЕТЫ МАССОЙ БОЛЕЕ 8618 кг: заявка на сертификат типа подана до 1 января 1985 года

5.1 Применимость

Примечание 1. См. также пп. 1.10, 1.11, 1.12 и 1.13 главы 1.

Примечание 2. Указания по интерпретации этих положений применимости содержатся в дополнении E.

5.1.1 Стандарты, определенные ниже, не применимы к:

- a) самолетам, для которых требуется взлетно-посадочная полоса¹ длиной 610 м или меньше при максимальной зарегистрированной в удостоверении о годности к полетам массе;
- b) самолетам, специально сконструированным и используемым для борьбы с пожарами;
- c) самолетам, специально сконструированным и используемым для сельскохозяйственных целей.

5.1.2 Стандарты настоящей главы применимы ко всем винтовым самолетам, включая их модифицированные варианты, с максимальной сертифицированной взлетной массой более 8618 кг, в отношении которых заявка на сертификат типа была подана 6 октября 1977 года или позже и до 1 января 1985 года.

5.1.3 Стандарты главы 2, за исключением разделов 2.1 и 2.4.2, применимы к винтовым самолетам массой более 8618 кг, в отношении которых заявка на сертификат типа была подана до 6 октября 1977 года и которые являются:

- a) модифицированными вариантами, в отношении которых заявка на сертификацию изменения в конструкции типа была подана 6 октября 1977 года или позже; или
- b) отдельными экземплярами, в отношении которых удостоверение о годности к полетам было впервые выдано 26 ноября 1981 года или позже.

Примечание. Стандарты в главах 2 и 3, хотя они были разработаны ранее для дозвуковых реактивных самолетов, считаются подходящими для применения к другим типам самолетов независимо от типа их силовой установки.

5.1.4 Несмотря на пп. 5.1.2 и 5.1.3, Договаривающееся государство может признать, что в перечисленных ниже случаях применительно к реактивным самолетам и винтовым самолетам с максимальной сертифицированной взлетной массой более 8618 кг, занесенным в его регистр, не требуется демонстрировать соответствие положениям Стандартов тома I Приложения 16:

- a) полет с одним или несколькими выпущенными в течение всего полета убирающимися шасси;
- b) транспортировка запасного двигателя и мотогондолы с внешней стороны обшивки самолета (и возвращение пилона или другого внешнего узла крепления);

1. Без концевой полосы безопасности или полосы, свободной от препятствий.

- с) замена двигателя и (или) мотогондолы на ограниченный срок, когда изменение типовой конструкции предусматривает, что самолет не может эксплуатироваться в течение периода, превышающего 90 дней, если в отношении такого изменения типовой конструкции не будет продемонстрировано соответствие действующим положениям тома I Приложения 16. Это относится только к изменениям, обусловленным выполнением требуемых работ по техническому обслуживанию.

5.2 Измерения шума

5.2.1 Единица оценки шума

Единицей оценки шума является эффективный уровень воспринимаемого шума в EPNдБ, как указано в добавлении 2.

5.3 Точки измерения шума

5.3.1 Контрольные точки измерения шума

При испытаниях, проводимых в соответствии с данными Стандартами, самолет не превышает указанные в п. 5.4 уровни шума в следующих точках:

- а) *в контрольной точке измерения шума сбоку от ВПП*: точке на линии, параллельной осевой линии взлетно-посадочной полосы и удаленной от нее или ее продолжения на 450 м, в которой уровень шума при взлете является максимальным;
- б) *в контрольной точке измерения пролетного шума*: точке на продолжении осевой линии взлетно-посадочной полосы на расстоянии 6,5 км от начала разбега;
- с) *в контрольной точке измерения шума при заходе на посадку*: точке на земле на продолжении осевой линии взлетно-посадочной полосы на расстоянии 2000 м от порога ВПП. На ровной местности это соответствует точке, расстояние от которой до глиссады с углом наклона 3°, начинающейся на расстоянии 300 м за порогом ВПП, составляет по вертикали 120 м (394 фут).

5.3.2 Точки измерения шума при испытаниях

5.3.2.1 Если точки измерения шума при испытаниях не совпадают с контрольными точками измерения шума, то любые поправки на разницу местоположения вносятся таким же образом, как и поправки на несовпадение траектории летных испытаний с исходной траекторией полета.

5.3.2.2 При испытаниях используется достаточное число точек измерения шума сбоку от ВПП с целью демонстрации сертифицирующему органу, что на соответствующей боковой линии четко определяется максимальный уровень шума. Одновременно при испытаниях проводятся измерения в одной точке измерения шума, симметрично расположенной с другой стороны ВПП.

5.3.2.3 Подающий заявку демонстрирует сертифицирующему органу, что во время летного испытания уровни шума сбоку от ВПП и пролетного шума не оптимизировались отдельно, каждый за счет другого.

5.4 Максимальные уровни шума

Максимальные уровни шума, определяемые в соответствии с методом оценки шума, изложенным в добавлении 2, не превышают следующих значений:

- а) *в контрольной точке измерения шума сбоку от ВПП* – постоянного предела в 96 ЕРНдБ для самолетов с максимальной взлетной массой, при которой требуется сертификация по шуму, до 34 000 кг с увеличением от этой точки пропорционально логарифму массы самолета на 2 ЕРНдБ при каждом удвоении массы до 103 ЕРНдБ, после чего этот предел остается постоянным;
- б) *в контрольной точке измерения пролетного шума* – постоянного предела в 89 ЕРНдБ для самолетов с максимальной взлетной массой, при которой требуется сертификация по шуму, до 34 000 кг с увеличением от этой точки пропорционально логарифму массы самолета на 5 ЕРНдБ при каждом удвоении массы до 106 ЕРНдБ, после чего этот предел остается постоянным;
- с) *в контрольной точке измерения шума при заходе на посадку* – постоянного предела в 98 ЕРНдБ для самолетов с максимальной взлетной массой, при которой требуется сертификация по шуму, до 34 000 кг с увеличением от этой точки пропорционально логарифму массы самолета на 2 ЕРНдБ при каждом удвоении массы до 105 ЕРНдБ, после чего этот предел остается постоянным.

Примечание. См. дополнение А, в котором приводятся формулы вычисления максимально допустимых уровней шума в зависимости от взлетной массы.

5.5 Допуски

Если максимальные уровни шума превышаются в одной или двух точках измерений:

- а) сумма превышений составляет не более 3 ЕРНдБ;
- б) любое превышение в любой отдельной точке составляет не более 2 ЕРНдБ;
- с) любые превышения компенсируются соответствующим снижением уровней в другой точке или в других точках.

5.6 Исходная методика сертификации по шуму

5.6.1 Общие условия

5.6.1.1 Исходная методика отвечает соответствующим требованиям летной годности.

5.6.1.2 Расчеты исходной методики и траекторий полета утверждаются сертифицирующим органом.

5.6.1.3 За исключением условий, определенных в п. 5.6.1.4, исходная методика взлета и захода на посадку определяется соответственно в пп. 5.6.2 и 5.6.3.

5.6.1.4 Когда подающий заявку указывает, что расчетные характеристики самолета не позволяют выполнить полет в соответствии с пп. 5.6.2 и 5.6.3, исходная методика:

- a) отклоняется от исходной методики, определенной в пп. 5.6.2 и 5.6.3, лишь настолько, насколько того требуют те расчетные характеристики, которые делают выполнение этой методики невозможным;
- b) утверждается сертифицирующим органом.

5.6.1.5 Исходная методика рассчитывается при следующих исходных атмосферных условиях:

- a) атмосферное давление на уровне моря 1013,25 гПа, уменьшающееся по высоте на величину, определяемую стандартной атмосферой ИКАО;
- b) температура окружающего воздуха на уровне моря 25 °С, уменьшающаяся по высоте на величину, определяемую стандартной атмосферой ИКАО (т. е. 0,65 °С на 100 м), за тем исключением, что по усмотрению сертифицирующего органа может быть использована другая температура окружающего воздуха на уровне моря 15 °С;
- c) постоянная относительная влажность 70 %;
- d) штиль;
- e) исходная атмосфера с точки зрения температуры и относительной влажности считается однородной (т. е. температура окружающего воздуха 25 °С и относительная влажность 70 %), когда она используется для расчета:
 - 1) исходного коэффициента затухания звука из-за атмосферного поглощения;
 - 2) исходной скорости звука, используемой в расчетах исходной геометрии распространения звука.

Примечание 1. Подробная информация о расчете изменения исходного атмосферного давления по высоте содержится в разделе, посвященном стандартной атмосфере ИКАО, тома I "Методики сертификации воздушных судов по шуму" Технического руководства по окружающей среде (Doc 9501).

Примечание 2. Характеристики стандартной атмосферы ИКАО приведены в Руководстве по стандартной атмосфере ИКАО (с верхней границей, поднятой до 80 км (262 500 фут)) (Doc 7488/3).

5.6.2 Исходная методика взлета

Траектория полета при взлете рассчитывается следующим образом:

- a) средняя взлетная мощность используется с момента начала взлета до той точки, в которой достигается по крайней мере указанная ниже высота над взлетно-посадочной полосой. Используемая взлетная мощность представляет собой предусмотренную в разделе летного руководства самолета, касающемся летных характеристик, максимальную располагаемую мощность для выполнения нормальных полетов при исходных атмосферных условиях, указанных в п. 5.6.1.5;
 - 1) самолеты с двумя двигателями или меньше – 300 м (984 фут);
 - 2) самолеты с тремя двигателями – 260 м (853 фут);
 - 3) самолеты с четырьмя двигателями или больше – 210 м (689 фут);

- б) по достижении высоты, указанной выше в подпункте а), мощность не уменьшается ниже такой мощности, которая необходима для сохранения:
 - 1) градиента набора высоты в 4% или
 - 2) горизонтального полета для многодвигательных самолетов при одном неработающем двигателе,в зависимости от того, какая из величин мощности больше;
- с) скорость соответствует скорости набора высоты при всех работающих двигателях, выбранной подающим заявку для использования в условиях обычной эксплуатации, которая составляет по крайней мере $V_2 + 19$ км/ч ($V_2 + 10$ уз) и которая достигается как можно скорее после отрыва от земли и сохраняется на протяжении всего испытания для сертификации по шуму при взлете;
- д) во время взлета по исходной методике сохраняется постоянная взлетная конфигурация, выбранная подающим заявку, за исключением того, что шасси может быть убрано;
- е) в момент освобождения тормозов масса самолета равняется максимальной взлетной массе, при которой требуется осуществить сертификацию по шуму.

5.6.3 Исходная методика захода на посадку

Исходная траектория полета при заходе на посадку рассчитывается следующим образом:

- а) самолет стабилизируется и следует по глиссаде с углом наклона 3° ;
- б) заход на посадку выполняется при установившейся воздушной скорости не менее $1,3 V_S + 19$ км/ч ($1,3 V_S + 10$ уз), при этом мощность во время захода на посадку и над точкой измерения остается постоянной и продолжается до нормального приземления;
- с) во время захода на посадку по исходной методике сохраняется постоянная посадочная конфигурация, применяемая при сертификационных испытаниях на летную годность, но с выпущенным шасси;
- д) в момент приземления масса самолета равняется максимальной посадочной массе, допустимой для посадочной конфигурации, определенной в п. 5.6.3 с), при которой требуется осуществить сертификацию по шуму;
- е) используется наиболее критическая (та, при которой достигаются максимальные уровни шума) конфигурация с массой, при которой требуется осуществить сертификацию.

5.7 Методика испытаний

5.7.1 Методика испытаний приемлема для проводящего испытания на летную годность и сертификацию по шуму органа государства, выдающего удостоверение.

5.7.2 Методика испытаний и измерения шума выполняются и результаты обрабатываются по утвержденному образцу так, чтобы получить оценку шума в виде эффективного уровня воспринимаемого шума, EPNL, в единицах EPNдБ, как указано в добавлении 2.

5.7.3 Акустические данные корректируются с помощью методов, указанных в добавлении 2, для приведения их к исходным условиям, определенным в настоящей главе. Вносятся коррективы на скорость и тягу, как указано в разделе 8 добавления 2.

5.7.4 Если масса при испытании отличается от массы, при которой требуется осуществить сертификацию по шуму, необходимый корректив к EPNL не превышает 2 EPNдБ для взлетов и 1 EPNдБ для заходов на посадку. Для определения зависимости EPNL от массы для условий испытаний как при взлете, так и при заходе на посадку используются данные, утвержденные сертифицирующим органом. Аналогичным образом необходимый корректив к EPNL на отклонения траектории полета при заходе на посадку от исходной траектории полета не превышает 2 EPNдБ.

5.7.5 При заходе на посадку методика испытаний считается приемлемой, если самолет следует по устойчивой глиссаде с углом наклона $3^\circ \pm 0,5^\circ$.

5.7.6 Если используется эквивалентная методика испытаний, отличающаяся от исходной методики, то такая методика и все методы коррекции результатов с целью приведения их в соответствие с исходной методикой утверждаются сертифицирующим органом. Количественные значения коррективов не превышают 16 EPNдБ при взлете и 8 EPNдБ при заходе на посадку; если коррективы превышают соответственно 8 и 4 EPNдБ, то получаемые в результате значения не находятся в пределах 2 EPNдБ от предельных уровней шума, указанных в п. 5.4.

Примечание. Инструктивный материал по использованию эквивалентных методик содержится в томе I "Методики сертификации воздушных судов по шуму" Технического руководства по окружающей среде (Doc 9501).

ГЛАВА 6. ВИНТОВЫЕ САМОЛЕТЫ МАССОЙ НЕ БОЛЕЕ 8618 кг: заявка на сертификат типа подана до 17 ноября 1988 года

6.1 Применимость

Примечание 1. См. также пп. 1.10, 1.11, 1.12 и 1.13 главы 1.

Примечание 2. Указания по интерпретации этих положений применимости содержатся в дополнении Е.

Стандарты настоящей главы применимы ко всем винтовым самолетам, за исключением самолетов, специально сконструированных и используемых для высшего пилотажа, сельскохозяйственных целей или для борьбы с пожарами, с максимальной сертифицированной взлетной массой, не превышающей 8618 кг, в отношении которых:

- а) заявка на сертификат типа была подана 1 января 1975 года или позже и до 17 ноября 1988 года, за исключением модифицированных вариантов, в отношении которых заявка на сертификацию изменения в конструкции типа была подана 17 ноября 1988 года или позже, и в этом случае применяются Стандарты главы 10; или
- б) удостоверение о годности к полетам для отдельного экземпляра самолета впервые было выдано 1 января 1980 года или позже.

6.2 Единица оценки шума

Единицей оценки шума является скорректированный суммарный уровень звукового давления, определенный в публикации № 179¹ Международной электротехнической комиссии (МЭК). Корректировка, применяемая к каждой синусоидальной составляющей звукового давления, выражается как функция частоты в виде стандартной исходной кривой, обозначаемой "А".

6.3 Максимальные уровни шума

Для самолетов, указанных в п. 6.1 а) и б), максимальные уровни шума, определенные в соответствии с методом оценки шума, изложенным в добавлении 3, не превышают следующих значений:

- постоянный предел 68 дБ(А) для самолета массой вплоть до 600 кг, изменяющийся от этой точки пропорционально массе до 1500 кг, после чего предел остается постоянным и равняется 80 дБ(А) для массы до 8618 кг.

Примечание 1. В том случае, когда на самолет распространяются положения п. 10.1.2 главы 10, предел в 80 дБ(А) применяется вплоть до массы 8618 кг.

Примечание 2. См. дополнение А, в котором приводятся формулы вычисления максимально допустимых уровней шума в зависимости от взлетной массы.

1. С изменениями. Получено от Центрального бюро Международной электротехнической комиссии, находящегося по адресу: Швейцария, г. Женева, ул. Варембе, 3.

6.4 Исходная методика сертификации по шуму

Исходная методика рассчитывается при следующих исходных атмосферных условиях:

- a) атмосферное давление на уровне моря 1013,25 гПа, уменьшающееся по высоте на величину, определяемую стандартной атмосферой ИКАО;
- b) температура окружающего воздуха на уровне моря 25 °С, уменьшающаяся по высоте на величину, определяемую стандартной атмосферой ИКАО (т. е. 0,65 °С на 100 м).

Примечание 1. Подробная информация о расчете изменения исходного атмосферного давления по высоте содержится в разделе, посвященном стандартной атмосфере ИКАО, тома I "Методики сертификации воздушных судов по шуму" Технического руководства по окружающей среде (Doc 9501).

Примечание 2. Характеристики стандартной атмосферы ИКАО приведены в Руководстве по стандартной атмосфере ИКАО (с верхней границей, поднятой до 80 км (262 500 фут)) (Doc 7488/3).

6.5 Методика испытаний

6.5.1 Применяется методика испытаний, описанная в пп. 6.5.2 и 6.5.3, или аналогичная методика испытаний, утвержденная сертифицирующим органом.

6.5.2 Испытания для демонстрации соответствия максимальным уровням шума, указанным в п. 6.3, состоят из серии горизонтальных полетов над измерительной системой на высоте

$$300^{+10}_{-30} \text{ м (984}^{+30}_{-100} \text{ фут)}.$$

Самолет пролетает над точкой измерения с отклонением в пределах $\pm 10^\circ$ от вертикали.

6.5.3 Пролет выполняется при наибольшей мощности в нормальном эксплуатационном диапазоне², установившейся воздушной скорости и в крейсерской конфигурации самолета.

Примечание. Инструктивный материал по использованию эквивалентных методик содержится в томе I "Методики сертификации воздушных судов по шуму" Технического руководства по окружающей среде (Doc 9501).

2. Как правило, отражается в руководстве по летной эксплуатации и индицируется на пилотажных приборах.

ГЛАВА 7. ВИНТОВЫЕ САМОЛЕТЫ КОРОТКОГО ВЗЛЕТА И ПОСАДКИ (КВП)

Примечание. Стандарты и Рекомендуемая практика для этой главы еще не разработаны. Однако инструктивные указания, содержащиеся в дополнении В, могут использоваться для сертификации по шуму винтовых самолетов КВП, в отношении которых удостоверение о годности к полетам для отдельного экземпляра самолета впервые было выдано 1 января 1976 года или позже.

ГЛАВА 8. ВЕРТОЛЕТЫ

8.1 Применимость

Примечание. См. также пп. 1.10, 1.11, 1.12 и 1.13 главы 1.

8.1.1 Стандарты настоящей главы применимы ко всем вертолетам, в отношении которых применяются положения пп. 8.1.2, 8.1.3 и 8.1.4, за исключением вертолетов, специально сконструированных и используемых для сельскохозяйственных целей, борьбы с пожарами или транспортировки грузов на внешней подвеске.

8.1.2 Для вертолета, в отношении которого заявка на сертификат типа была подана 1 января 1985 года или позже, за исключением вертолетов, указанных в п. 8.1.4, применяются максимальные уровни шума, предусмотренные в п. 8.4.1.

8.1.3 Для модифицированного варианта вертолета, в отношении которого заявка на сертификацию изменения в конструкции типа была подана 17 ноября 1988 года или позже, за исключением вертолетов, указанных в п. 8.1.4, применяются максимальные уровни шума, предусмотренные в п. 8.4.1.

8.1.4 Для всех вертолетов, включая их модифицированные варианты, в отношении которых заявка на сертификат типа была подана 21 марта 2002 года или позже, применяются максимальные уровни шума, предусмотренные в п. 8.4.2.

8.1.5 Сертификация вертолетов, способных перевозить груз на внешней подвеске или внешнее оборудование, проводится без таких грузов или без установленного специального оборудования.

Примечание. Для вертолетов, которые соответствуют Стандартам для перевозки грузов на борту, может быть сделано исключение при перевозке грузов на внешней подвеске или внешнего оборудования в том случае, если такие полеты производятся при значениях полной массы и какого-либо другого эксплуатационного параметра, превышающих значения, полученные при сертификации летной годности с грузом на борту.

8.1.6 В качестве альтернативного варианта подающий заявку в соответствии с п. 8.1.1 может предпочесть демонстрацию соответствия положениям главы 11, а не главы 8, если максимальная сертифицированная взлетная масса вертолета составляет 3175 кг или менее.

8.2 Единица оценки шума

Единицей оценки шума является эффективный уровень воспринимаемого шума в EPNдБ, как указано в добавлении 2.

8.3 Контрольные точки измерения шума

При испытаниях, проводимых в соответствии с данными Стандартами, вертолет не превышает указанные в п. 8.4 уровни шума в следующих точках:

а) В контрольных точках измерения уровня шума при взлете:

- 1) контрольная точка траектории полета, расположенная на земле по вертикали от траектории полета, определенной по исходной методике взлета и находящаяся на расстоянии 500 м по горизонтали в направлении полета от точки, в которой начинается полет по восходящей траектории в соответствии с исходной методикой (см. п. 8.6.2);
- 2) две другие точки на земле, расположенные симметрично на расстоянии 150 м по обеим сторонам определенной по исходной методике взлета траектории полета и находящиеся на линии, проходящей через исходную точку траектории полета.

б) В контрольных точках измерения уровня шума при пролете:

- 1) контрольная точка траектории полета, расположенная на земле на расстоянии 150 м (492 фут) по вертикали от траектории полета, определенной по исходной методике пролета (см. п. 8.6.3.1);
- 2) две другие точки на земле, расположенные симметрично на расстоянии 150 м по обеим сторонам определенной по исходной методике пролета траектории полета и находящиеся на линии, проходящей через исходную точку траектории полета.

с) В контрольных точках измерения уровня шума при заходе на посадку:

- 1) контрольная точка траектории полета, расположенная на земле на расстоянии 120 м (394 фут) по вертикали от траектории полета, определенной по исходной методике захода на посадку (см. п. 8.6.4). На ровной местности это соответствует точке на расстоянии 1140 м от точки пересечения траектории захода на посадку с углом наклона $6,0^\circ$ с плоскостью земли;
- 2) две другие точки на земле, расположенные симметрично на расстоянии 150 м по обеим сторонам определенной по исходной методике захода на посадку траектории полета и находящиеся на линии, проходящей через исходную точку траектории полета.

Примечание. См. дополнение Н (Инструктивные указания в отношении получения данных о вертолетном шуме для целей планирования землепользования), в котором определяются приемлемые дополнительные методики получения данных для планирования землепользования (LUP).

8.4 Максимальные уровни шума

8.4.1 Для вертолетов, указанных в пп. 8.1.2 и 8.1.3, максимальные уровни шума, определенные в соответствии с методом оценки шума, изложенным в добавлении 2, не превышают следующих значений:

8.4.1.1 *При взлете:* 109 ЕРНдБ для вертолетов с максимальной сертифицированной взлетной массой, при которой требуется сертификация по шуму, 80 000 кг и больше со снижением уровня шума пропорционально логарифму массы вертолета на 3 ЕРНдБ при каждом уменьшении массы в два раза вплоть до 89 ЕРНдБ, после чего этот предел остается постоянным.

8.4.1.2 *При пролете:* 108 ЕРНдБ для вертолетов с максимальной сертифицированной взлетной массой, при которой требуется сертификация по шуму, 80 000 кг и больше со снижением уровня шума пропорционально логарифму массы вертолета на 3 ЕРНдБ при каждом уменьшении массы в два раза вплоть до 88 ЕРНдБ, после чего этот предел остается постоянным.

8.4.1.3 При заходе на посадку: 110 ЕРНдБ для вертолетов с максимальной сертифицированной взлетной массой, при которой требуется сертификация по шуму, 80 000 кг и больше со снижением уровня шума пропорционально логарифму массы вертолета на 3 ЕРНдБ при каждом уменьшении массы в два раза вплоть до 90 ЕРНдБ, после чего этот предел остается постоянным.

Примечание. См. дополнение А, в котором приводятся формулы вычисления максимально допустимых уровней шума в зависимости от взлетной массы.

8.4.2 Для вертолетов, указанных в п. 8.1.4, максимальные уровни шума, определенные в соответствии с методом оценки шума, изложенным в добавлении 2, не превышают следующих значений:

8.4.2.1 При взлете: 106 ЕРНдБ для вертолетов с максимальной сертифицированной взлетной массой, при которой требуется сертификация по шуму, 80 000 кг и больше со снижением уровня шума пропорционально логарифму массы вертолета на 3 ЕРНдБ при каждом уменьшении массы в два раза вплоть до 86 ЕРНдБ, после чего этот предел остается постоянным.

8.4.2.2 При пролете: 104 ЕРНдБ для вертолетов с максимальной сертифицированной взлетной массой, при которой требуется сертификация по шуму, 80 000 кг и больше со снижением уровня шума пропорционально логарифму массы вертолета на 3 ЕРНдБ при каждом уменьшении массы в два раза вплоть до 84 ЕРНдБ, после чего этот предел остается постоянным.

8.4.2.3 При заходе на посадку: 109 ЕРНдБ для вертолетов с максимальной сертифицированной взлетной массой, при которой требуется сертификация по шуму, 80 000 кг и больше со снижением уровня шума пропорционально логарифму массы вертолета на 3 ЕРНдБ при каждом уменьшении массы в два раза вплоть до 89 ЕРНдБ, после чего этот предел остается постоянным.

8.5 Допуски

Если пределы уровней шума превышаются в одной или двух точках измерения:

- а) сумма превышений составляет не более 4 ЕРНдБ;
- б) любое превышение в любой отдельной точке составляет не более 3 ЕРНдБ;
- в) любые превышения компенсируются соответствующим снижением уровней в другой точке или в других точках.

8.6 Исходная методика сертификации по шуму

8.6.1 Общие условия

8.6.1.1 Исходная методика отвечает соответствующим требованиям летной годности.

8.6.1.2 Исходная методика и траектории полета утверждаются сертифицирующим органом.

8.6.1.3 За исключением условий, определенных в п. 8.6.1.4, исходная методика взлета, пролета и захода на посадку определяется соответственно в пп. 8.6.2, 8.6.3 и 8.6.4.

8.6.1.4 Когда подающий заявку указывает, что расчетные характеристики вертолета не позволяют выполнить полет в соответствии с пп. 8.6.2, 8.6.3 или 8.6.4, исходная методика:

- a) отклоняется от исходной методики, определенной в пп. 8.6.2, 8.6.3 или 8.6.4, лишь настолько, насколько того требуют те расчетные характеристики, которые делают выполнение этой методики невозможным;
- b) утверждается сертифицирующим органом.

8.6.1.5 Исходная методика рассчитывается при следующих исходных атмосферных условиях:

- a) постоянное атмосферное давление 1013,25 гПа;
- b) постоянная температура окружающего воздуха 25 °C;
- c) постоянная относительная влажность 70 %;
- d) штиль.

8.6.1.6 В пп. 8.6.2 c), 8.6.3.1 c) и 8.6.4 c) за максимальное обычное рабочее число оборотов в минуту принимается наивысшая скорость вращения ротора для каждой исходной методики, соответствующая предельному, с точки зрения летной годности, значению, установленному изготовителем и утвержденному сертифицирующим органом. В тех случаях, когда указывается допуск на наивысшую скорость вращения ротора, максимальная нормальная рабочая скорость вращения ротора принимается равной наивысшей скорости вращения ротора, на которую дается допуск. Если скорость вращения ротора устанавливается автоматически в зависимости от условий полета, в ходе выполнения методики сертификации по шуму используется максимальная нормальная рабочая скорость вращения ротора, соответствующая исходным условиям полета. Если скорость вращения ротора может изменяться пилотом, в ходе выполнения методики сертификации по шуму используется максимальная нормальная рабочая скорость вращения ротора, указанная в разделе ограничений руководства по летной эксплуатации для исходных условий.

8.6.2 Исходная методика взлета

Исходная методика взлета устанавливается следующим образом:

- a) вертолет стабилизируется при максимальной взлетной мощности, соответствующей минимальной заданной мощности установленного(ых) двигателя(ей), определяемой исходными условиями окружающей среды или ограничением крутящего момента редуктора, в зависимости от того, какая из величин меньше, на траектории полета, начиная от точки, находящейся на расстоянии 500 м перед контрольной точкой траектории полета на высоте 20 м (65 фут) над поверхностью земли;
- b) во время взлета по исходной методике выдерживается скорость, соответствующая наивыгоднейшей скороподъемности, V_Y , или наименьшая утвержденная скорость набора высоты после взлета, в зависимости от того, какая из величин больше;
- c) установившийся набор высоты достигается с помощью стабилизации скорости несущего винта при максимальном обычном режиме об/мин, сертифицированном для взлета;
- d) во время взлета по исходной методике сохраняется постоянная взлетная конфигурация, выбранная подающим заявку, при этом положение шасси соответствуют положению при сертификации летной годности для установления скорости, соответствующей наивыгоднейшей скороподъемности, V_Y ;
- e) масса вертолета равняется максимальной взлетной массе, при которой требуется осуществить сертификацию по шуму;

- f) исходная траектория взлета определяется как прямолинейный участок, расположенный от начальной точки (500 м перед точкой расположения центрального микрофона и 20 м (65 фут) над поверхностью земли) под углом, определяемым наивыгоднейшей скороподъемностью и V_Y для минимальных установленных характеристик двигателя.

8.6.3 Исходная методика пролета

8.6.3.1 Исходная методика пролета устанавливается следующим образом:

- a) вертолет стабилизируется в горизонтальном полете над контрольной точкой траектории полета на высоте 150 м (492 фут);
- b) во время пролета по исходной методике выдерживается скорость $0,9 V_H$, или $0,9 V_{NE}$, или $0,45 V_H + 120$ км/ч ($0,45 V_H + 65$ уз), или $0,45 V_{NE} + 120$ км/ч ($0,45 V_{NE} + 65$ уз), в зависимости от того, какая из величин меньше.

Примечание. Для целей сертификации по шуму V_H определяется как воздушная скорость в горизонтальном полете, получаемая при крутящем моменте, соответствующем минимальной мощности установленного двигателя, работающего в номинальном режиме, при давлении на уровне моря (1013,25 гПа), температуре окружающего воздуха 25 °C и соответствующей максимальной сертифицированной массе. V_{NE} определяется как воздушная скорость, не превышающая ограничений летной годности, установленных изготовителем и утвержденных сертифицирующим полномочным органом;

- c) пролет выполняется при установившейся скорости несущего винта на максимальном обычном режиме об/мин, сертифицированном для горизонтального полета;
- d) вертолет находится в крейсерской конфигурации;
- e) масса вертолета равняется максимальной взлетной массе, при которой требуется осуществить сертификацию по шуму.

8.6.3.2 Значение V_H и (или) V_{NE} , используемое для сертификации по шуму, указывается в утвержденном руководстве по летной эксплуатации.

8.6.4 Исходная методика захода на посадку

Исходная методика захода на посадку устанавливается следующим образом:

- a) вертолет стабилизируется и следует по траектории захода на посадку с углом наклона $6,0^\circ$;
- b) заход на посадку выполняется при установившейся воздушной скорости, равной скорости, соответствующей наивыгоднейшей скороподъемности V_Y , или наименьшей утвержденной скорости захода на посадку, в зависимости от того, какая из них больше, при этом мощность во время захода на посадку и над контрольной точкой траектории полета остается постоянной, и продолжается до нормального приземления;
- c) заход на посадку выполняется при стабилизации скорости ротора на максимальном нормальном режиме об/мин, сертифицированном для захода на посадку;
- d) во время захода на посадку по исходной методике сохраняется постоянная посадочная конфигурация, применяемая при сертификационных испытаниях на летную годность, с выпущенным шасси;

- е) в момент приземления масса вертолета равняется максимальной посадочной массе, при которой требуется осуществить сертификацию по шуму.

8.7 Методика испытаний

8.7.1 Методика испытаний приемлема для проводящего испытания на летную годность и сертификацию по шуму органа государства, выдающего удостоверение.

8.7.2 Методика испытаний и измерения шума выполняются и результаты обрабатываются по утвержденному образцу так, чтобы получить оценку шума в виде эффективного уровня воспринимаемого шума, EPNL, в единицах EPNдБ, как указано в добавлении 2.

8.7.3 Условия и методика испытаний в значительной степени аналогичны исходным условиям и методике или акустические данные корректируются с помощью методов, указанных в добавлении 2, для приведения их к исходным условиям и методике, определенным в настоящей главе.

8.7.4 Коррективы на различия между методикой испытания и исходной методикой не превышают:

- а) для взлета: 4,0 EPNдБ, в том числе арифметическая сумма Δ_1 и выражения $-7,5 \log (QK/Q_rK_r)$ из Δ_2 в целом не превышает 2,0 EPNдБ;
- б) для пролета или захода на посадку: 2,0 EPNдБ.

8.7.5 Во время испытаний среднее число оборотов ротора в минуту отклоняется от максимального обычного рабочего числа оборотов в минуту не более чем на $\pm 1,0$ % в течение периода, соответствующего уменьшению уровня шума на 10 дБ.

8.7.6 Воздушная скорость вертолета не отличается от исходной воздушной скорости в демонстрационном полете более чем на ± 9 км/ч (± 5 уз) в течение периода, соответствующего уменьшению уровня шума на 10 дБ.

8.7.7 Количество горизонтальных пролетов, учитывающих составляющую встречного ветра, равно количеству горизонтальных пролетов, учитывающих составляющую попутного ветра.

8.7.8 В течение всего периода, соответствующего уменьшению уровня шума на 10 дБ, вертолет осуществляет полет в пределах отклонения $\pm 10^\circ$ или ± 20 м, в зависимости от того, какая величина больше, от вертикали над исходной линией пути (см. рис. 8 1).

8.7.9 При пролете относительная высота полета вертолета не отличается от исходной относительной высоты в контрольной точке пролета более чем на ± 9 м (± 30 фут).

8.7.10 Заход на посадку во время демонстрационных испытаний вертолета на шум выполняется с установившейся постоянной скоростью в пределах воздушного пространства, ограничиваемого углами $5,5$ и $6,5^\circ$.

8.7.11 Испытания осуществляются при массе вертолета, составляющей не менее 90 % соответствующей максимальной сертифицированной массы, и могут проводиться при массе, не превышающей 105 % соответствующей максимальной сертифицированной массы. Для каждого из трех условий полета по крайней мере одно испытание должно проводиться при максимальной сертифицированной массе или массе, превышающей это значение.

Примечание. Инструктивный материал по использованию эквивалентных методик содержится в томе I "Методики сертификации воздушных судов по шуму" Технического руководства по окружающей среде (Doc 9501).

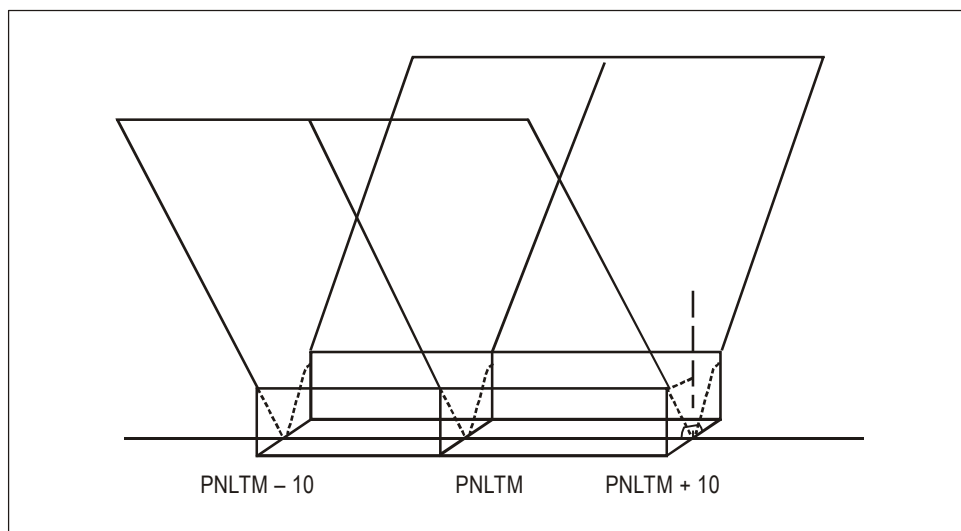


Рис. 8-1. Допуски на боковое отклонение вертолета

ГЛАВА 9. ВСПОМОГАТЕЛЬНЫЕ СИЛОВЫЕ УСТАНОВКИ (ВСУ) И СВЯЗАННЫЕ С НИМИ БОРТОВЫЕ СИСТЕМЫ ВО ВРЕМЯ РАБОТЫ В НАЗЕМНЫХ УСЛОВИЯХ

Примечание. Стандарты и Рекомендуемая практика для данной главы еще не разработаны. Однако инструктивные указания, содержащиеся в дополнении С, могут использоваться для сертификации по шуму вспомогательных силовых установок (ВСУ) и связанных с ними бортовых систем, установленных на:

- a) всех воздушных судах, в отношении которых сертифицирующему органу была подана заявка на сертификат типа или он выполнил другую аналогичную установленную процедуру 6 октября 1977 года или позже;*
 - b) воздушных судах существующих типов, в отношении которых сертифицирующему органу была подана заявка на сертификацию ввиду изменения типовой конструкции основной ВСУ или он выполнил другую аналогичную установленную процедуру 6 октября 1977 года или позже.*
-

ГЛАВА 10. ВИНТОВЫЕ САМОЛЕТЫ МАССОЙ НЕ БОЛЕЕ 8618 кг: заявка на сертификат типа или сертификацию модифицированного варианта подана 17 ноября 1988 года или позже

10.1 Применимость

Примечание 1. См. также пп. 1.10, 1.11, 1.12 и 1.13 главы 1.

Примечание 2. Указания по интерпретации этих положений применимости содержатся в дополнении E.

10.1.1 Стандарты настоящей главы применимы ко всем винтовым самолетам с максимальной сертифицированной взлетной массой не более 8618 кг, за исключением самолетов, специально сконструированных и используемых для высшего пилотажа, сельскохозяйственных целей или борьбы с пожарами, и мотопланеров.

10.1.2 Для самолетов, в отношении которых заявка на сертификат типа была подана 17 ноября 1988 года или позже, за исключением самолетов, указанных в п. 10.1.6, применяются максимальные уровни шума, указанные в п. 10.4 а).

10.1.3 В отношении самолетов, указанных в п. 10.1.2, в том случае, когда заявка на сертификат типа была подана до 17 ноября 1993 года и которые не отвечают Стандартам настоящей главы, применяются Стандарты главы 6.

10.1.4 Для модифицированных вариантов, в отношении которых заявка на сертификацию изменения в конструкции типа была подана 17 ноября 1988 года или позже, за исключением модифицированных вариантов, указанных в п. 10.1.6, применяются максимальные уровни шума, предусмотренные в п. 10.4 а).

10.1.5 Для модифицированных вариантов, указанных в п. 10.1.4, в отношении которых заявка на сертификацию изменения в конструкции типа была подана до 17 ноября 1993 года и которые не отвечают Стандартам настоящей главы, применяются Стандарты главы 6.

10.1.6 Для однодвигательных самолетов, за исключением поплавковых гидросамолетов и самолетов-амфибий:

- а) максимальные уровни шума, указанные в п. 10.4 б), применяются к тем самолетам, включая их модифицированные варианты, в отношении которых заявка на сертификат типа была подана 4 ноября 1999 года или позже;
- б) максимальные уровни шума, указанные в п. 10.4 б), применяются к тем модифицированным вариантам самолетов, в отношении которых заявка на сертификат типа была подана до 4 ноября 1999 года и в отношении которых заявка на сертификацию изменения в конструкции типа была подана 4 ноября 1999 года или позже; за исключением
- с) тех модифицированных вариантов, указанных в п. 10.1.6 б), когда заявка на сертификацию изменения в конструкции типа была подана до 4 ноября 2004 года и которые превышают максимальные уровни шума, указанные в п. 10.4 б), и в этом случае применяются максимальные уровни шума, предусмотренные в п. 10.4 а).

10.2 Единица оценки шума

Единицей оценки шума является скорректированный по шкале А максимальный уровень шума, L_{ASmax} , как указано в добавлении 6.

10.3 Контрольные точки измерения шума

10.3.1 Для самолета, испытания которого проводятся в соответствии с данными Стандартами, уровень шума не превышает уровня, указанного в п. 10.4, в контрольной точке измерения шума при взлете.

10.3.2 Контрольной точкой измерения шума при взлете является точка на продолжении осевой линии ВПП, расположенная на расстоянии 2500 м от начала разбега при взлете.

10.4 Максимальные уровни шума

Максимальные уровни шума, определяемые в соответствии с методом оценки шума, изложенным в добавлении 6, не превышают следующих значений:

- а) для самолетов, указанных в пп. 10.1.2 и 10.1.4, постоянный предел 76 дБ(А) для самолетов массой вплоть до 600 кг, изменяющийся от этой точки пропорционально логарифму массы самолета до достижения при массе 1400 кг предела 88 дБ(А), после чего этот предел остается постоянным для массы до 8618 кг;
- б) для самолетов, указанных в п. 10.1.4, постоянный предел 70 дБ(А) для самолетов массой вплоть до 570 кг, возрастающий от этой точки пропорционально логарифму массы самолета до достижения при массе 1500 кг предела 85 дБ(А), после чего этот предел остается постоянным для массы до 8618 кг.

Примечание. См. дополнение А, в котором приводятся формулы вычисления максимально допустимых уровней шума в зависимости от взлетной массы.

10.5 Исходная методика сертификации по шуму

10.5.1 Общие условия

10.5.1.1 Расчеты исходной методики и траекторий полета утверждаются сертифицирующим органом.

10.5.1.2 За исключением условий, определенных в п. 10.5.1.3, исходная методика взлета определяется в п. 10.5.2.

10.5.1.3 Когда подающий заявку указывает, что расчетные характеристики самолета не позволяют выполнить полет в соответствии с п. 10.5.2, исходная методика:

- а) отклоняется от установленной исходной методики лишь настолько, насколько того требуют те расчетные характеристики, которые делают выполнение этой методики невозможным;
- б) утверждается сертифицирующим органом.

10.5.1.4 Исходная методика рассчитывается при следующих атмосферных условиях:

- a) атмосферное давление на уровне моря 1013,25 гПа, уменьшающееся по высоте на величину, определяемую стандартной атмосферой ИКАО;
- b) температура окружающего воздуха на уровне моря 15 °С, уменьшающаяся по высоте на величину, определяемую стандартной атмосферой ИКАО (т. е. 0,65 °С на 100 м);
- c) постоянная относительная влажность 70 %;
- d) штиль.

Примечание 1. Подробная информация о расчете изменения исходного атмосферного давления по высоте содержится в разделе, посвященном стандартной атмосфере ИКАО, тома I "Методики сертификации воздушных судов по шуму" Технического руководства по окружающей среде (Doc 9501).

Примечание 2. Характеристики стандартной атмосферы ИКАО приведены в Руководстве по стандартной атмосфере ИКАО (с верхней границей, поднятой до 80 км (262 500 фут)) (Doc 7488/3).

10.5.1.5 Акустические исходные атмосферные условия аналогичны исходным атмосферным условиям для полета.

10.5.2 Исходная методика взлета

Траектория полета при взлете рассчитывается в два следующих этапа.

Первый этап

- a) Взлетная мощность используется с момента освобождения тормозов до той точки, в которой достигается высота 15 м (50 фут) над взлетно-посадочной полосой;
- b) во время первого этапа сохраняется постоянная взлетная конфигурация, выбранная подающим заявку;
- c) в момент освобождения тормозов масса самолета равняется максимальной взлетной массе, при которой требуется осуществить сертификацию по шуму;
- d) протяженность этого первого этапа соответствует протяженности, указанной в данных летной годности для взлета, выполняемого на горизонтальной ВПП с искусственным покрытием.

Второй этап

- a) Начало второго этапа соответствует концу первого этапа;
- b) самолет сохраняет конфигурацию набора высоты с убранными шасси, если таковое убирается, и положением закрылков, соответствующим нормальному набору высоты, на всем протяжении второго этапа;
- c) выдерживается скорость набора высоты, соответствующая наивыгоднейшей скороподъемности, V_Y ;
- d) взлетная мощность и, для самолетов с воздушными винтами изменяемого шага или постоянного числа оборотов, число оборотов в минуту выдерживаются на протяжении всего второго этапа. Если ограничения летной годности не позволяют использовать взлетную мощность и соответствующее число оборотов в

минуту вплоть до контрольной точки, то взлетная мощность и соответствующее число оборотов в минуту выдерживаются на протяжении периода, допускаемого такими ограничениями, с последующим переводом режима работы двигателя на максимальную номинальную мощность и соответствующее число оборотов в минуту. Ограничивать время использования взлетной мощности и соответствующего числа оборотов для выполнения требований настоящей главы нельзя. При расчете контрольной высоты предполагается, что градиенты набора высоты соответствуют каждому установленному режиму работы двигателя.

10.6 Методика испытаний

10.6.1 Методика испытаний приемлема для проводящего испытания на летную годность и сертификацию по шуму органа государства, выдающего сертификат.

10.6.2 Методика испытаний и измерения шума выполняются и результаты обрабатываются по утвержденному образцу так, чтобы получить оценку шума в единицах L_{ASmax} , как указано в добавлении 6.

10.6.3 Акустические данные корректируются с помощью методов, указанных в добавлении 6, для приведения их к исходным условиям, определенным в настоящей главе.

10.6.4 Если используется эквивалентная методика испытаний, то такая методика и все методы коррекции результатов с целью приведения их в соответствие с исходной методикой утверждаются сертифицирующим органом.

Примечание. Инструктивный материал по использованию эквивалентных методик содержится в томе I "Методики сертификации воздушных судов по шуму" Технического руководства по окружающей среде (Doc 9501).

ГЛАВА 11. ВЕРТОЛЕТЫ С МАКСИМАЛЬНОЙ СЕРТИФИЦИРОВАННОЙ ВЗЛЕТНОЙ МАССОЙ НЕ БОЛЕЕ 3175 кг

11.1 Применимость

Примечание. См. также пп. 1.10, 1.11, 1.12 и 1.13 главы 1.

11.1.1 Стандарты настоящей главы применимы ко всем вертолетам с максимальной сертифицированной взлетной массой не более 3175 кг, в отношении которых применяются положения пп. 11.1.2, 11.1.3 и 11.1.4, за исключением вертолетов, специально сконструированных и используемых для сельскохозяйственных целей, борьбы с пожарами или транспортировки грузов на внешней подвеске.

11.1.2 Для вертолета, в отношении которого заявка на сертификат типа была подана 11 ноября 1993 года или позже, за исключением вертолетов, указанных в п. 11.1.4, применяются максимальные уровни шума, предусмотренные в п. 11.4.1.

11.1.3 Для модифицированного варианта вертолета, в отношении которого заявка на сертификацию изменения в конструкции типа была подана 11 ноября 1993 года или позже, за исключением вертолетов, указанных в п. 11.1.4, применяются максимальные уровни шума, предусмотренные в п. 11.4.1.

11.1.4 Для всех вертолетов, включая их модифицированные варианты, в отношении которых заявка на сертификат типа была подана 21 марта 2002 года или позже, применяются максимальные уровни шума, предусмотренные в п. 11.4.2.

11.1.5 Сертификация вертолетов, способных перевозить груз на внешней подвеске или внешнее оборудование, проводится без таких грузов и без установленного специального оборудования.

Примечание. Для вертолетов, которые соответствуют Стандартам для перевозки грузов на борту, может быть сделано исключение при перевозке грузов на внешней подвеске или внешнего оборудования в том случае, если такие полеты производятся при значениях полной массы и какого-либо другого эксплуатационного параметра, превышающих значения, полученные при сертификации летной годности с грузом на борту.

11.1.6 В качестве альтернативного варианта подающий заявку в соответствии с пп. 11.1.1, 11.1.2, 11.1.3 и 11.1.4 может предпочесть демонстрацию соответствия положениям главы 8, а не настоящей главы.

11.2 Единица оценки шума

Единицей оценки шума является уровень звукового воздействия (SEL), как указано в добавлении 4.

11.3 Контрольные точки измерения шума

При испытаниях, проводимых в соответствии с данными Стандартами, вертолет не превышает указанные в п. 11.4 уровни шума в контрольной точке траектории полета, расположенной на земле на расстоянии 150 м (492 фут) по вертикали от траектории полета, определенной по исходной методике полета (см. п. 11.5.2.1).

Примечание. См. дополнение Н (Инструктивные указания в отношении получения данных о вертолетном шуме для целей планирования землепользования), в котором определяются приемлемые дополнительные методики получения данных для планирования землепользования (LUP).

11.4 Максимальные уровни шума

11.4.1 Для вертолетов, указанных в пп. 11.1.2 и 11.1.3, с максимальной сертифицированной взлетной массой, при которой запрашивается сертификация по шуму, вплоть до 788 кг максимальные уровни шума, определенные в соответствии с методом оценки шума, изложенным в добавлении 4, не превышают 82 дБ SEL и возрастают пропорционально логарифму массы вертолета на 3 дБ при каждом увеличении массы в два раза после этого.

11.4.2 Для вертолетов, указанных в п. 11.1.4, с максимальной сертифицированной взлетной массой, при которой запрашивается сертификация по шуму, вплоть до 1417 кг максимальные уровни шума, определенные в соответствии с методом оценки шума, изложенным в добавлении 4, не превышают 82 дБ SEL и возрастают пропорционально логарифму массы вертолета на 3 дБ при каждом увеличении массы в два раза после этого.

Примечание. См. дополнение А, в котором приводятся формулы вычисления максимально допустимых уровней шума в зависимости от взлетной массы.

11.5 Исходная методика сертификации по шуму

11.5.1 Общие условия

11.5.1.1 Исходная методика отвечает соответствующим требованиям летной годности и утверждается сертифицирующим органом.

11.5.1.2 Если не оговорено иное, используется исходная методика пролета, определенная в п. 11.5.2.

11.5.1.3 Когда подающий заявку указывает, что расчетные характеристики вертолета не позволяют выполнить полет в соответствии с исходной методикой, определенной в п. 11.5.2, с разрешения сертифицирующего органа можно отойти от стандартной исходной методики, но лишь настолько, насколько этого требуют те расчетные характеристики, которые делают выполнение этой методики невозможным.

11.5.1.4 Исходная методика устанавливается для следующих исходных атмосферных условий:

- a) постоянное атмосферное давление 1013,25 гПа;
- b) постоянная температура окружающего воздуха 25 °С;
- c) постоянная относительная влажность 70 %;
- d) штиль.

11.5.1.5 За максимальное обычное рабочее число оборотов в минуту принимается наивысшая скорость вращения ротора, соответствующая предельному, с точки зрения летной годности, значению, установленному изготовителем и утвержденному сертифицирующим органом для пролета. В тех случаях, когда указывается допуск на наивысшую скорость вращения ротора, максимальная нормальная рабочая скорость вращения ротора принимается равной наивысшей скорости вращения ротора, на которую дается допуск. Если скорость вращения

ротора устанавливается автоматически в зависимости от условий полета, в ходе выполнения методики сертификации по шуму используется максимальная нормальная рабочая скорость вращения ротора, соответствующая исходным условиям полета. Если скорость вращения ротора может изменяться пилотом, в ходе выполнения методики сертификации по шуму используется максимальная нормальная рабочая скорость вращения ротора, указанная в разделе ограничений руководства по летной эксплуатации для исходных условий.

11.5.2 Исходная методика

11.5.2.1 Исходная методика устанавливается следующим образом:

- a) вертолет стабилизируется в горизонтальном полете над контрольной точкой траектории полета на высоте $150 \text{ м} \pm 15 \text{ м}$ ($492 \text{ фут} \pm 50 \text{ фут}$);
- b) во время пролета по исходной методике выдерживается скорость $0,9V_H$, или $0,9V_{NE}$, или $0,45V_H + 120 \text{ км/ч}$ (65 уз), или $0,45V_{NE} + 120 \text{ км/ч}$ (65 уз), в зависимости от того, какая из величин меньше. Для целей сертификации по шуму V_H определяется как воздушная скорость в горизонтальном полете, получаемая при крутящем моменте, соответствующем минимальной мощности установленного двигателя, работающего в номинальном режиме, при давлении на уровне моря ($1013,25 \text{ гПа}$), температуре окружающего воздуха 25°C и соответствующей максимальной сертифицированной массе. V_{NE} определяется как воздушная скорость, не превышающая ограничений летной годности, установленных изготовителем и утвержденных сертифицирующим полномочным органом;
- c) пролет выполняется при установившейся скорости ротора на максимальном обычном режиме об/мин, сертифицированном для горизонтального полета;
- d) вертолет находится в крейсерской конфигурации;
- e) масса вертолета равняется максимальной взлетной массе, при которой требуется осуществить сертификацию по шуму.

11.5.2.2 Значение V_H и/или V_{NE} , используемое для сертификации по шуму, указывается в утвержденном руководстве по летной эксплуатации.

11.6 Методика испытаний

11.6.1 Методика испытаний приемлема для проводящего испытания на летную годность и сертификацию по шуму органа государства, выдающего удостоверение.

11.6.2 Методика испытаний и измерения шума выполняются и результаты обрабатываются по утвержденному образцу так, чтобы получить оценку шума в виде уровня звукового воздействия (SEL) в скорректированных по шкале А децибелах, как указано в добавлении 4.

11.6.3 Условия и методика испытаний в значительной степени аналогичны исходным условиям и методике, или акустические данные корректируются с помощью методов, указанных в добавлении 4, для приведения их к исходным условиям и методике, определенным в настоящей главе.

11.6.4 В ходе испытаний осуществляется равное число полетов при попутном и встречном ветре.

11.6.5 Коррективы на различия между методикой испытания и исходной методикой не превышают $2,0 \text{ дБ(А)}$.

11.6.6 Во время испытаний среднее число оборотов ротора в минуту отклоняется от максимального обычного рабочего числа оборотов в минуту не более чем на $\pm 1,0$ % в течение периода, соответствующего уменьшению уровня шума на 10 дБ.

11.6.7 Воздушная скорость вертолета не отличается от исходной воздушной скорости в демонстрационном полете, который описывается в добавлении 4, более чем на $\pm 5,5$ км/ч (± 3 уз) в течение периода, соответствующего уменьшению уровня шума на 10 дБ.

11.6.8 Вертолет осуществляет полет в пределах отклонения $\pm 10^\circ$ от вертикали над исходной линией пути, проходящей через контрольную точку измерения шума.

11.6.9 Испытания осуществляются при массе вертолета, составляющей не менее 90 % соответствующей максимальной сертифицированной массы, и могут проводиться при массе, не превышающей 105 % соответствующей максимальной сертифицированной массы.

Примечание. Инструктивный материал по использованию эквивалентных методик содержится в томе I "Методики сертификации воздушных судов по шуму" Технического руководства по окружающей среде (Doc 9501).

ГЛАВА 12. СВЕРХЗВУКОВЫЕ САМОЛЕТЫ

12.1 Сверхзвуковые самолеты: заявка на сертификат типа подана до 1 января 1975 года

12.1.1 Стандарты главы 2 настоящей части, за исключением определенных в п. 2.4 максимальных уровней шума, применяются ко всем сверхзвуковым самолетам, включая их модифицированные варианты, в отношении которых заявка на сертификат типа была подана до 1 января 1975 года и в отношении которых удостоверение о годности к полетам для отдельного экземпляра самолета впервые было выдано после 26 ноября 1981 года.

12.1.2 Максимальные уровни шума указанных в п. 12.1.1 самолетов, определенные в соответствии с методом оценки шума, изложенным в добавлении 1, не превышают измеренных уровней шума первого сертифицированного самолета данного типа.

12.2 Сверхзвуковые самолеты: заявка на сертификат типа подана 1 января 1975 года или позже

Примечание. Стандарты и Рекомендуемая практика для этих самолетов не разработаны. Однако в качестве инструктивных указаний могут быть использованы максимальные уровни шума настоящей части, которые применяются к дозвуковым реактивным самолетам. Приемлемые уровни звукового удара не установлены и соблюдение стандартов по шуму для дозвуковых полетов нельзя рассматривать как разрешение производить сверхзвуковые полеты.

ГЛАВА 13. ВОЗДУШНЫЕ СУДА С ПОВОРОТНЫМИ НЕСУЩИМИ ВИНТАМИ

Примечание Настоящие Стандарты не применяются в отношении воздушных судов с поворотными несущими винтами в одной или нескольких конфигурациях, которые сертифицированы на летную годность только для КВП. В этих случаях, вероятно, потребуются другие или дополнительные процедуры/условия.

13.1 Применимость

Примечание. См также пп. 1.10, 1.11, 1.12 и 1.13 главы 1.

13.1.1 Стандарты настоящей главы применяются ко всем воздушным судам с поворотными несущими винтами, включая их модификации, в отношении которых заявка на сертификат типа была подана 1 января 2018 года или позже.

13.1.2 Сертификация воздушных судов с поворотными несущими винтами, способных перевозить груз на внешней подвеске, или внешнее оборудование проводится без таких грузов или установленного специального оборудования.

13.2 Единица оценки шума

Единицей оценки шума является эффективный уровень воспринимаемого шума в EPNдБ, как указано в добавлении 2 данного Приложения. Поправка на неравномерность спектра начинает применяться с полосы 50 Гц (см. п. 4.3.1 добавления 2).

Примечание. Дополнительные данные относительно SEL и L_{ASmax} определенных в добавлении 4, и третьоктавных значений SPL , определенных в добавлении 2 и соответствующих L_{ASmax} следует предоставлять сертифицирующему органу в целях планирования использования земельных участков.

13.3 Контрольные точки измерения шума

При испытаниях, проводимых в соответствии с исходной методикой, изложенной в п. 13.6, и методикой испытаний, изложенной в п. 13.7, воздушное судно с поворотными несущими винтами не превышает указанные в п. 13.4 уровни шума в следующих контрольных точках:

а) В контрольных точках измерения шума при взлете:

- 1) контрольная точка траектории полета, расположенная на земле по вертикали от траектории полета, определенной по исходной методике взлета (см. п. 13.6.2) и находящейся на расстоянии 500 м (1640 фут) по горизонтали в направлении полета от точки, в которой начинается полет по восходящей траектории в соответствии с исходной методикой;

- 2) две другие точки на земле, расположенные симметрично на расстоянии 150 м (492 фут) по обеим сторонам определенной по исходной методике взлета траектории полета и находящиеся на линии, проходящей через исходную точку траектории полета.
- б) *В контрольных точках измерения уровня шума при пролете:*
- 1) контрольная точка траектории полета, расположенная на земле на расстоянии 150 м (492 фут) по вертикали от траектории полета, определенной по исходной методике пролета (см. п. 13.6.3);
 - 2) две другие точки на земле, расположенные симметрично на расстоянии 150 м (492 фут) по обеим сторонам определенной по исходной методике пролета траектории полета и находящиеся на линии, проходящей через исходную точку траектории полета.
- с) *В контрольных точках измерения уровня шума при заходе на посадку:*
- 1) контрольная точка траектории полета, расположенная на земле на расстоянии 120 м (394 фут) по вертикали от траектории полета, определенной по исходной методике захода на посадку (см. п. 13.6.4). На ровной местности это соответствует точке на расстоянии 1140 м (3740 фут) от точки пересечения траектории захода на посадку с углом наклона $6,0^\circ$ с плоскостью земли;
 - 2) две другие точки на земле, расположенные симметрично на расстоянии 150 м (492 фут) по обеим сторонам определенной по исходной методике захода на посадку траектории полета и находящиеся на линии, проходящей через исходную точку траектории полета.

13.4 Максимальные уровни шума

13.4.1 Для воздушных судов с поворотными несущими винтами, указанных в п. 13.1, максимальные уровни шума, определенные в соответствии с методом оценки шума, изложенным в добавлении 2 для вертолетов, не превышают следующих значений:

13.4.1.1 *Для взлета:* 109 ЕРНдБ для воздушных судов с поворотными несущими винтами в режиме ВВП/переходном режиме с максимальной сертифицированной взлетной массой, при которой требуется сертификация по шуму, 80 000 кг и больше со снижением уровня шума пропорционально логарифму массы воздушного судна с поворотными несущими винтами на 3 ЕРНдБ при каждом уменьшении массы в два раза вплоть до 89 ЕРНдБ, после чего этот предел остается постоянным.

13.4.1.2 *Для пролета:* 108 ЕРНдБ воздушных судов с поворотными несущими винтами в режиме ВВП/переходном режиме с максимальной сертифицированной взлетной массой, при которой требуется сертификация по шуму, 80 000 кг и больше со снижением уровня шума пропорционально логарифму массы воздушного судна с поворотными несущими винтами на 3 ЕРНдБ при каждом уменьшении массы в два раза вплоть до 88 ЕРНдБ, после чего этот предел остается постоянным.

Примечание 1. Для воздушного судна с поворотными несущими винтами в самолетном режиме отсутствует максимальный уровень шума.

Примечание 2. Режим ВВП/переходный режим означает все утвержденные конфигурации и режимы полета, при которых расчетная рабочая скорость винта соответствует скорости, используемой при операциях в режиме висения.

13.4.1.3 *Для захода на посадку:* 110 ЕРНдБ для воздушных судов с поворотными несущими винтами в режиме ВВП/переходном режиме с максимальной сертифицированной взлетной массой, при которой требуется

сертификация по шуму, 80 000 кг и больше со снижением уровня шума пропорционально логарифму массы воздушного судна с поворотными несущими винтами на 3 EPNдБ при каждом уменьшении массы в два раза вплоть до 90 EPNдБ, после чего этот предел остается постоянным.

Примечание. Уравнения для расчета уровней шума в зависимости от взлетной массы, приведенные в разделе 7 дополнения А для условий, оговоренных в п. 8.4.1 главы 8, согласуются с максимальными уровнями шума, определенными разделе 13.4.

13.5 Допуски

Если максимальные уровни шума превышаются в одной или двух точках измерения:

- а) сумма превышений составляет не более 4 EPNдБ;
- б) любое превышение в любой отдельной точке составляет не более 3 EPNдБ;
- в) любое превышение компенсируется соответствующим снижением уровней в другой точке или точках.

13.6 Исходная методика сертификации по шуму

13.6.1 Общие условия

13.6.1.1 Исходная методика отвечает соответствующим требованиям к летной годности.

13.6.1.2 Исходная методика и траектории полета утверждаются сертифицирующим органом.

13.6.1.3 За исключением условий, определенных в п. 13.6.1.4, исходная методика взлета, пролета и захода на посадку соответствует методике, определенной соответственно в пп. 13.6.2, 13.6.3 и 13.6.4.

13.6.1.4 Когда подающий заявку указывает, что расчетные характеристики воздушного судна с поворотными несущими винтами не позволяют выполнить полет в соответствии с пп. 13.6.2, 13.6.3 или 13.6.4, исходная методика:

- а) отклоняется от исходной методики, определенной в пп. 13.6.2, 13.6.3 или 13.6.4, лишь настолько, насколько это требуют те расчетные характеристики, которые делают выполнение этой методики невозможным;
- б) утверждается сертифицирующим органом.

13.6.1.5 Исходная методика рассчитывается при следующих исходных атмосферных условиях:

- а) постоянное атмосферное давление 1013,25 гПа;
- б) постоянная температура окружающего воздуха 25 °С, т. е. MSA + 10 °С;
- в) постоянная относительная влажность 70 %;
- г) штиль.

13.6.1.6 В пп. 13.6.2 d), 13.6.3 d) и 13.6.4 c) за максимальное нормальное рабочее число оборотов в минуту принимается наивысшая скорость вращения винта для каждой исходной методики, соответствующая предельному, с точки зрения летной годности, значению, установленному изготовителем и утвержденному сертифицирующим органом. В тех случаях, когда указывается допуск на наивысшую скорость вращения винта, максимальная нормальная рабочая скорость вращения винта принимается равной наивысшей скорости вращения винта, на которую дается допуск. Если скорость вращения винта устанавливается автоматически в зависимости от условий полета, в ходе выполнения методики сертификации по шуму используется максимальная нормальная рабочая скорость вращения винта, соответствующая исходным условиям полета. Если скорость вращения винта может изменяться пилотом в ходе выполнения методики сертификации по шуму, используется максимальная нормальная рабочая скорость вращения винта, указанная в разделе ограничений летного руководства для исходных условий.

13.6.2 Исходная методика взлета

Исходная методика взлета устанавливается следующим образом:

- a) во время взлета по исходной методике сохраняется постоянная взлетная конфигурация, включая угол поворотной gondолы, выбранная подающим заявку;
- b) воздушное судно с поворотными несущими винтами стабилизируется при максимальной взлетной мощности, соответствующей минимальной заданной мощности установленного(ых) двигателя(ей), определяемой исходными условиями окружающей среды или ограничением крутящего момента редуктора, в зависимости от того, какая из величин меньше, на траектории полета, начиная от точки, находящейся на расстоянии 500 м (1640 фут) перед контрольной точкой траектории полета на высоте 20 м (65 фут) над поверхностью земли;
- c) во время взлета по исходной методике выдерживается угол поворотной gondолы и соответствующая наивыгоднейшая скорость набора высоты или наименьшая утвержденная скорость набора высоты после взлета, в зависимости от того, какая из величин больше;
- d) установившийся набор высоты достигается с помощью стабилизации скорости вращения винта при максимальном нормальном рабочем режиме об/мин, сертифицированном для взлета;
- e) масса воздушного судна с поворотными несущими винтами равняется максимальной взлетной массе, при которой требуется сертификация по шуму;
- f) исходная траектория взлета определяется как прямолинейный участок, расположенный от начальной точки 500 м (1640 фут) перед точкой расположения центрального микрофона и 20 м (65 фут) над поверхностью земли) под углом, определяемым максимальной скороподъемностью и наивыгоднейшей скоростью набора высоты, соответствующими выбранному углу поворотной gondолы и минимальным установленным характеристикам двигателя.

13.6.3 Исходная методика пролета

13.6.3.1 Исходная методика устанавливается следующим образом:

- a) воздушное судно с поворотными несущими винтами стабилизируется в горизонтальном полете над контрольной точкой траектории полета на высоте 150 м (492 фут);
- b) при пролете по исходной методике сохраняется постоянная конфигурация, выбранная подающим заявку;
- c) масса воздушного судна с поворотными несущими винтами равняется максимальной взлетной массе, при которой требуется сертификация по шуму;

- д) во время пролета по исходной методике в режиме ВВП/переходном режиме выдерживается угол поворотной гондолы в разрешенной фиксированной рабочей точке, ближайшей по отношению к наименьшему углу поворотной гондолы, сертифицированному для нулевой воздушной скорости, скорость $0,9 V_{CON}$ и скорость вращения винта, стабилизированная при максимальном нормальном рабочем режиме об/мин, сертифицированном для горизонтального полета.

Примечание. Для целей сертификации по шуму V_{CON} определяется как максимальная разрешенная скорость для режима ВВП/переходного режима при конкретном угле поворотной гондолы;

- е) во время пролета по исходной методике в самолетном режиме гондолы находятся в крайнем нижнем положении, при этом пролет выполняется:
- 1) с установившейся скоростью вращения поворотного винта при об/мин в режиме ВВП/переходном режиме и при скорости $0,9 V_{CON}$;
 - 2) с установившейся скоростью вращения поворотного несущего винта при нормальном крейсерском режиме об/м в самолетной конфигурации и при соответствующей скорости $0,9 V_{MCP}$ или $0,9 V_{MO}$, в зависимости от того, какая из величин меньше, сертифицированной для горизонтального полета.

Примечание. Для целей сертификации по шуму V_{MCP} определяется как максимально допустимая эксплуатационная воздушная скорость в самолетном режиме, соответствующая минимальной мощности установленного двигателя, работающего в номинальном режиме (MCP) при давлении на уровне моря (1013,25 гПа), температуре окружающего воздуха $25^{\circ}C$ и соответствующей максимальной сертифицированной массе; и V_{MO} представляет собой максимально допустимую эксплуатационную воздушную скорость, которая не может быть намеренно превышена.

13.6.3.2 Значения V_{CON} и V_{MCP} или V_{MO} , используемые для сертификации по шуму, указываются в утвержденном летном руководстве.

13.6.4 Исходная методика захода на посадку

Исходная методика захода на посадку устанавливается следующим образом:

- а) воздушные суда с поворотными несущими винтами стабилизируются и следуют по траектории захода на посадку с углом наклона 6° ;
- б) заход на посадку выполняется в утвержденной в соответствии с нормами летной годности конфигурации, при которой шум достигает максимума, с установившейся воздушной скоростью, равной наивыгоднейшей скорости набора высоты, соответствующей углу поворотной гондолы, или наименьшей утвержденной воздушной скорости захода на посадку, в зависимости от того, какая из них больше, при этом мощность во время захода на посадку и над контрольной точкой траектории полета остается постоянной, и продолжается до нормального приземления;
- в) заход на посадку выполняется при стабилизации скорости вращения поворотного винта на максимальном нормальном рабочем режиме об/мин, сертифицированном для захода на посадку;
- г) во время захода на посадку по исходной методике сохраняется постоянная посадочная конфигурация, применяемая при сертификационных испытаниях на летную годность, с выпущенным шасси;
- д) в момент приземления масса воздушного судна с поворотными несущими винтами равняется максимальной посадочной массе, при которой требуется сертификация по шуму.

13.7 Методика испытаний

13.7.1 Методика испытаний является приемлемой для проводящего испытания на летную годность и сертификацию по шуму органа государства, выдающего сертификат.

13.7.2 Методика испытаний и измерения шума выполняются и результаты обрабатываются по утвержденному образцу, чтобы получить оценку шума, как указано в разделе 13.2.

13.7.3 Условия и методика испытаний являются аналогичными исходным условиям и методике, или акустические данные корректируются с помощью методов, указанных в добавлении 2 для вертолетов, для приведения их к исходным условиям и методике, определенным в настоящей главе.

13.7.4 Коррективы на различия между методикой испытания и исходной методикой не превышают:

- а) для взлета: 4,0 EPNдБ, в том числе арифметическая сумма Δ_1 и выражения $-7,5 \log QK/Q_r K_r$ из Δ_2 в целом не превышает 2,0 EPNдБ;
- б) для пролета или захода на посадку: 2,0 EPNдБ.

13.7.5 Во время испытаний среднее число оборотов поворотного винта в минуту не отклоняется от максимального нормального рабочего числа оборотов в минуту более чем на $\pm 1,0 \%$ в течение периода соответствующего уменьшению уровня шума на 10 дБ.

13.7.6 Воздушная скорость воздушного судна с поворотными несущими винтами не отличается от исходной воздушной скорости в демонстрационном полете более чем на ± 9 км/ч (± 5 уз) в течение периода, соответствующего уменьшению уровня шума на 10 дБ.

13.7.7 Количество горизонтальных пролетов, учитывающих составляющую встречного ветра, равняется количеству горизонтальных пролетов, учитывающих составляющую попутного ветра.

13.7.8 В течение всего периода, соответствующего уменьшению уровня шума на 10 дБ, воздушное судно с поворотными несущими винтами осуществляет полет в пределах отклонения $\pm 10^\circ$ или ± 20 м (± 65 фут), в зависимости от того, какая величина больше, от вертикали над исходной линией пути (см. рис. 8-1).

13.7.9 При пролете относительная высота полета воздушного судна с поворотными несущими винтами не отличается от исходной относительной высоты в контрольной точке пролета более чем на ± 9 м (± 30 фут) в течение периода, соответствующего уменьшению уровня шума на 10 дБ.

13.7.10 Заход на посадку во время демонстрационных испытаний воздушного судна с поворотными несущими винтами на шум выполняется с установившейся постоянной скоростью в пределах воздушного пространства, ограничиваемого углами $5,5$ и $6,5^\circ$ в течение периода, соответствующего уменьшению уровня шума на 10 дБ.

13.7.11 Испытания проводятся при массе воздушного судна с поворотными несущими винтами, составляющей не менее 90 % соответствующей максимальной сертифицированной массы, и могут проводиться при массе, не превышающей 105 % соответствующей максимальной сертифицированной массы. Для каждого условия полета по крайней мере одно испытание должно проводиться при максимальной сертифицированной массе или массе, превышающей это значение.

ГЛАВА 14

- 1. ДОЗВУКОВЫЕ РЕАКТИВНЫЕ САМОЛЕТЫ И ВИНТОВЫЕ САМОЛЕТЫ С МАКСИМАЛЬНОЙ СЕРТИФИЦИРОВАННОЙ ВЗЛЕТНОЙ МАССОЙ 55 000 кг И БОЛЕЕ: заявка на сертификат типа подана 31 декабря 2017 года или позже**
- 2. ДОЗВУКОВЫЕ РЕАКТИВНЫЕ САМОЛЕТЫ С МАКСИМАЛЬНОЙ СЕРТИФИЦИРОВАННОЙ ВЗЛЕТНОЙ МАССОЙ МЕНЕЕ 55 000 кг: заявка на сертификат типа подана 31 декабря 2020 года или позже**
- 3. ВИНТОВЫЕ САМОЛЕТЫ С МАКСИМАЛЬНОЙ СЕРТИФИЦИРОВАННОЙ ВЗЛЕТНОЙ МАССОЙ БОЛЕЕ 8618 кг И МЕНЕЕ 55 000 кг: заявка на сертификат типа подана 31 декабря 2020 года или позже**

14.1 Применимость

Примечание. См. также пп. 1.10, 1.11, 1.12 и 1.13 главы 1.

14.1.1 За исключением самолетов, для которых требуется взлетно-посадочная полоса¹ длиной 610 м или менее при максимальной зарегистрированной в удостоверении о годности к полетам массе, или винтовых самолетов, специально сконструированных и используемых для сельскохозяйственных целей или борьбы с пожаром, Стандарты настоящей главы применимы:

- a) ко всем дозвуковым реактивным самолетам и винтовым самолетам, включая их модифицированные варианты, с максимальной сертифицированной взлетной массой 55 000 кг или более, в отношении которых заявка на сертификат типа была подана 31 декабря 2017 года или позже;
- b) ко всем дозвуковым реактивным самолетам, включая их модифицированные варианты, с максимальной сертифицированной взлетной массой менее 55 000 кг, в отношении которых заявка на сертификат типа была подана 31 декабря 2020 года или позже;
- c) ко всем винтовым самолетам, включая их модифицированные варианты, с максимальной сертифицированной взлетной массой более 8618 кг и менее 55 000 кг, в отношении которых заявка на сертификат типа была подана 31 декабря 2020 года или позже;
- d) ко всем дозвуковым реактивным самолетам и всем винтовым самолетам, первоначально сертифицированным на соответствие требованиям главы 3, главы 4 или главы 5 тома I Приложения 16, которые требуется повторно сертифицировать на соответствие требованиям главы 14.

Примечание. Инструктивный материал по повторной сертификации содержится в томе I "Методики сертификации воздушных судов по шуму" Технического руководства по окружающей среде (Doc 9501).

¹ Без концевой полосы безопасности или полосы, свободной от препятствий.

14.1.2 Несмотря на п. 14.1.1, Договаривающееся государство может признать, что в перечисленных ниже случаях применительно к реактивным самолетам и винтовым самолетам с максимальной сертифицированной взлетной массой более 8618 кг, занесенным в его регистр, не требуется демонстрировать соответствие положениям Стандартов тома I Приложения 16:

- а) полет с одним или несколькими выпущенными в течение всего полета убирающимися шасси;
- б) транспортировка запасного двигателя и мотогондолы с внешней стороны обшивки самолета (и возвращение пилона или другого внешнего узла крепления);
- с) изменения двигателя и/или мотогондолы на ограниченный срок, когда изменение типовой конструкции предусматривает, что самолет не может эксплуатироваться в течение периода, превышающего 90 дней, если в отношении такого изменения типовой конструкции не будет продемонстрировано соответствие действующим положениям тома I Приложения 16. Это относится только к изменениям, обусловленным выполнением требуемых работ по техническому обслуживанию.

14.2 Измерения шума

14.2.1 Единицы оценки шума

Единицей оценки шума является эффективный уровень воспринимаемого шума в EPNдБ, как указано в добавлении 2.

14.3 Контрольные точки измерения шума

14.3.1 При испытаниях, проводимых в соответствии с данными Стандартами, самолет не превышает указанные в п. 14.4 максимальные уровни шума, замеренного в точках, оговоренных в пп. а), б) и с) п. 3.3.1 главы 3.

14.3.2 Точки измерения шума при испытаниях

Применяются положения п. 3.3.2 главы 3, касающиеся точек измерения шума при испытаниях.

14.4 Максимальные уровни шума

14.4.1 Максимальные уровни шума, определенные в соответствии с методом оценки шума, изложенным в добавлении 2, не превышают следующих значений:

14.4.1.1 В контрольной точке измерения шума сбоку от ВПП на режиме полной мощности

103 EPNдБ для самолетов с максимальной сертифицированной взлетной массой, при которой требуется сертификация по шуму, 400 000 кг и больше со снижением уровня шума пропорционально логарифму массы до 94 EPNдБ при взлетной массе 35 000 кг, после чего этот предел остается постоянным до взлетной массы 8618 кг, при которой он снижается пропорционально логарифму массы до 88,6 EPNдБ при взлетной массе 2000 кг, после чего этот предел остается постоянным.

14.4.1.2 В контрольной точке измерения пролетного шума

а) Самолеты с двумя двигателями или меньше

101 ЕРНдБ для самолетов с максимальной сертифицированной взлетной массой, при которой требуется сертификация по шуму, 385 000 кг или больше со снижением уровня шума пропорционально логарифму массы на 4 ЕРНдБ при каждом уменьшении массы в два раза до 89 ЕРНдБ, после чего этот предел остается постоянным до взлетной массы 8618 кг, при которой он снижается пропорционально логарифму массы на 4 ЕРНдБ при каждом уменьшении массы в два раза до взлетной массы 2000 кг, после чего этот предел остается постоянным.

б) Самолеты с тремя двигателями

Так же, как в подпункте а), но 104 ЕРНдБ для самолетов с максимальной сертифицированной взлетной массой 385 000 кг и больше.

в) Самолеты с четырьмя двигателями или больше

Так же, как в подпункте а), но 106 ЕРНдБ для самолетов с максимальной сертифицированной взлетной массой 385 000 кг и больше.

14.4.1.3 В контрольной точке измерения шума при заходе на посадку

105 ЕРНдБ для самолетов с максимальной сертифицированной взлетной массой, при которой требуется сертификация по шуму, 280 000 кг и больше со снижением уровня шума пропорционально логарифму массы до 98 ЕРНдБ при взлетной массе 35 000 кг, после чего этот предел остается постоянным до взлетной массы 8618 кг, при которой уровень шума снижается пропорционально логарифму массы до 93,1 ЕРНдБ при взлетной массе 2000 кг, после чего этот предел остается постоянным.

14.4.1.4 Суммарная разница во всех трех точках измерений между максимальными уровнями шума и максимально допустимыми уровнями шума, указанными в пп. 14.4.1.1, 14.4.1.2 и 14.4.1.3, составляет не менее 17 ЕРНдБ.

14.4.1.5 Максимальный уровень шума в каждой из трех точек измерения не менее чем на 1 ЕРНдБ ниже соответствующего максимально допустимого уровня шума, указанного в пп. 14.4.1.1, 14.4.1.2 и 14.4.1.3.

Примечание. См. дополнение А, в котором приводятся формулы вычисления максимально допустимых уровней шума в зависимости от взлетной массы.

14.5 Исходная методика сертификации по шуму

Исходная методика сертификации по шуму соответствует указанной в п. 3.6 главы 3.

14.6 Методика испытаний

Методика испытаний соответствует указанной в п. 3.7 главы 3.

14.7 Повторная сертификация

Для самолетов, указанных в п. 14.1.1 d), документ о повторной сертификации выдается на том основании, что данные, использовавшиеся для определения соответствия с требованиями главы 14, являются такими же убедительными, как и данные, связанные с самолетами, указанными в подпунктах а), b) и с) п. 14.1.1

ЧАСТЬ III. ИЗМЕРЕНИЕ ШУМА В ЦЕЛЯХ КОНТРОЛЯ

Примечание. Для того чтобы оказать помощь государствам, которые осуществляют измерение шума в целях контроля, на то время, пока не будет достигнуто соглашение в отношении единого метода, была разработана следующая рекомендация.

Рекомендация. В том случае, когда измерение авиационного шума производится в целях контроля, следует использовать метод, изложенный в добавлении 5.

Примечание. Эти цели охватывают контроль за соответствием и проверку эффективности таких требований по уменьшению шума, которые могли бы быть установлены для самолетов в полете или на земле. Потребуется указать степень корреляции между значениями, полученными методом, который используется для измерения шума в целях проектирования самолета, и методом(ами), который(ые) используется(ются) в целях контроля.

ЧАСТЬ IV. ОЦЕНКА ШУМА В АЭРОПОРТАХ

Примечание. Приведенные ниже рекомендации разработаны с целью содействия развитию связей в международном масштабе между теми государствами, которые приняли различные методы оценки шума при планировании использования земельных участков.

1. **Рекомендация.** При сравнении в международном масштабе оценочных данных шума в районе аэропортов следует использовать методику, описанную в Руководстве по рекомендуемому методу расчета контуров шума вокруг аэропортов (Doc 9911).

2. **Рекомендация.** Договаривающимся государствам, которые еще не приняли национальную методику оценки шума или рассматривают вопрос об ее изменении, следует использовать методику, описанную в Руководстве по рекомендуемому методу расчета контуров шума вокруг аэропортов (Doc 9911).

ЧАСТЬ V. СБАЛАНСИРОВАННЫЙ ПОДХОД К УПРАВЛЕНИЮ ШУМОМ

Примечание. Положения части II данного Приложения нацелены на сертификацию по шуму, которая характеризует максимальный шум, создаваемый воздушным судном. Однако приемы снижения шума, утвержденные национальными полномочными органами и включенные в руководства по производству полетов, позволяют снизить шум в процессе производства полетов воздушными судами.

1. Сбалансированный подход к управлению шумом состоит в определении проблемы шума в аэропорту и последующем анализе различных имеющихся мер снижения шума, предусматривающих использование четырех основных элементов, которыми являются снижение шума в источнике (рассматривается в части II настоящего Приложения), планирование и организация землепользования, эксплуатационные приемы снижения шума и эксплуатационные ограничения с целью решения проблемы шума наиболее эффективным с точки зрения затрат способом. Все элементы сбалансированного подхода рассматриваются в *Инструктивном материале по сбалансированному подходу к управлению авиационным шумом* (Doc 9829).

2. Эксплуатационные приемы снижения авиационного шума вводятся только тогда, когда регламентирующий орган на основе соответствующих исследований и консультаций определяет наличие проблемы шума.

3. Разработка эксплуатационных приемов снижения авиационного шума осуществляется в ходе консультации с эксплуатантами, использующими данный аэродром.

4. **Рекомендация.** При разработке соответствующих эксплуатационных приемов снижения авиационного шума следует учитывать следующие факторы:

- a) характер и остроту проблемы шума, включая:
 - 1) расположение зон, чувствительных к воздействию шума, и
 - 2) критические часы;
- b) типы воздушных судов, на которые распространяются правила, включая массу воздушного судна, превышение аэродрома, влияние температуры;
- c) приемы, которые могут оказаться наиболее эффективными;
- d) запасы высоты пролета препятствий (тома I и II PANS-OPS (Doc 8168));
- e) аспекты человеческого фактора при применении эксплуатационных приемов.

Примечание 1. Эксплуатационные приемы снижения авиационного шума см. в главе 4 части I Приложения 6.

Примечание 2. Инструктивный материал по аспектам человеческого фактора содержится в Руководстве по обучению в области человеческого фактора (Doc 9683).

5. **Рекомендация.** Несмотря на то что в большинстве стран планирование и организация землепользования входят в компетенцию национальных и (или) местных планирующих полномочных органов, а не авиационных

полномочных органов, ИКАО разработала инструктивный материал, который следует использовать для оказания помощи планирующим полномочным органам в принятии соответствующих мер, обеспечивающих совместимую организацию землепользования вокруг аэропортов с учетом интересов аэропортов и расположенных вокруг них населенных пунктов (Руководство по проектированию аэропортов, часть 2 "Использование земельных участков и охрана окружающей среды" (Дос 9184)).

ДОБАВЛЕНИЕ 1. МЕТОД РАСЧЕТА ШУМА ДЛЯ СЕРТИФИКАЦИИ ПО ШУМУ ДОЗВУКОВЫХ РЕАКТИВНЫХ САМОЛЕТОВ: заявка на сертификат типа подана до 6 октября 1977 года

Примечание 1. См. главу 2 части II.

Примечание 2. Процедуры в настоящем добавлении применяются также к некоторым типам воздушных судов, о которых идет речь в главах 5 и 12.

1. ВВЕДЕНИЕ

Примечание 1. Настоящий метод расчета шума включает:

- a) условия сертификационных испытаний по шуму и условия измерений;*
- b) измерение самолетного шума, воспринимаемого на земле;*
- c) расчет эффективного уровня воспринимаемого шума по данным измеренного шума;*
- d) представление данных сертифицирующему органу и корректировку измеренных данных.*

Примечание 2. Представленные в настоящем методе инструкции и методика четко сформулированы с тем, чтобы обеспечить единообразие при испытаниях на соответствие и позволить сравнить результаты испытаний различных типов самолетов, проведенных в различных географических пунктах. Этот метод применим только к самолетам, указанным в пунктах о применимости в главе 2 части II.

Примечание 3. Полный список обозначений и единиц, математическое определение воспринимаемой шумности, методика определения атмосферного затухания звука и подробные методы корректировки уровней шума, полученных при условиях, отличающихся от исходных, с целью приведения их к исходным условиям включены в разделы 6–9 настоящего добавления.

2. УСЛОВИЯ СЕРТИФИКАЦИОННЫХ ИСПЫТАНИЙ ПО ШУМУ И УСЛОВИЯ ИЗМЕРЕНИЙ

2.1 Общие положения

В этом разделе предписываются условия, при которых проводятся сертификационные испытания по шуму, и излагается используемая методика измерений.

Примечание. Многие заявки на сертификацию по шуму обусловлены лишь небольшими конструктивными изменениями типа самолета. Связанные с этим изменения уровней шума зачастую могут быть достоверно установлены без проведения испытаний в полном объеме, как это оговорено в данном добавлении. Поэтому

сертифицирующему органу рекомендуется допускать использование соответствующих "эквивалентных методик". Кроме того, существуют эквивалентные методики, которые могут быть использованы при сертификационных испытаниях полного объема в целях уменьшения затрат и получения достоверных результатов. Инструктивный материал по использованию эквивалентных методик при сертификации по шуму дозвуковых реактивных самолетов приводится в томе I "Методики сертификации воздушных судов по шуму" Технического руководства по окружающей среде (Doc 9501).

2.2 Общие условия испытаний

2.2.1 Испытания для демонстрации соответствия установленным уровням шума состоят из серии взлетов и посадок, при которых производятся измерения в контрольных точках измерения шума, указанных сертифицирующим органом. Обычно такими точками являются:

- a) точка измерения пролетного шума¹,
- b) точка измерения шума при заходе на посадку;
- c) точка(и) измерения шума сбоку от ВПП²,

которые для целей сертификации по шуму указаны в п. 2.3 главы 2 части II. Для получения максимального субъективного уровня шума вдоль боковой линии используется достаточное число точек измерения шума сбоку от ВПП. По крайней мере, одна точка измерения располагается на противоположной боковой линии, чтобы установить, существует ли какая-либо асимметрия шумового поля. При каждом испытательном взлете одновременно производятся измерения в точках измерения шума сбоку от ВПП по обе стороны от нее, а также в точке измерения пролетного шума при взлете.

2.2.2 Места для измерения шума самолета в полете расположены на относительно ровной земной поверхности, не обладающей такими характеристиками повышенного поглощения звука, которые могут иметь место при наличии густой, слежавшейся или высокой травы, кустарника или лесистых участков. В пределах конического пространства над точкой на земле, находящейся по вертикали ниже микрофона, с осью, перпендикулярной земле, и половинным углом раскрытия 75°, не допускается наличие каких-либо препятствий, которые могли бы существенно повлиять на звуковое поле, создаваемое самолетом. Если относительная высота поверхности в любой точке измерения отличается от высоты ближайшей точки на ВПП больше чем на 6 м (20 фут), вносятся поправки.

Примечание. Люди, которые производят измерения, могут сами представлять собой такие препятствия.

2.2.3 Испытания проводятся при следующих атмосферных условиях:

- a) осадки отсутствуют;
- b) относительная влажность не выше 90 и не ниже 30 %;
- c) температура окружающего воздуха не выше 30 и не ниже 2 °C на высоте 10 м (33 фут) над землей;
- d) средняя скорость ветра не более 5,1 м/с (10 уз) и средняя боковая составляющая ветра не более 2,6 м/с (5 уз) на высоте 10 м (33 фут) над землей. Рекомендуется 30-секундный период усреднения, соответствующий снижению уровня шума на 10 дБ.

1. Иногда называется точкой измерения шума при взлете.

2. Иногда называется(ются) точкой(ами) измерения шума на боковой линии.

Примечание. Используемые для сертификационных испытаний по шуму значения скорости ветра, выраженные в м/с, получены в результате перевода используемых изначально значений в узлах с применением коэффициента перевода, указанного в таблице 3-3 в главе 3 Приложения 5, и округления до 0,1 м/с. Приводимые здесь значения, выраженные в обеих единицах, считаются эквивалентными для целей установления соответствия условиям по скорости ветра для целей сертификации по шуму.

- е) отсутствуют температурная инверсия или аномальные условия ветра, которые могли бы существенно повлиять на уровень шума самолета при регистрации шума в точках измерения, указанных сертифицирующим органом.

2.3 Методика испытаний самолета

2.3.1 Методика испытаний отвечает требованиям проводящего испытания на летную годность и сертификацию по шуму органа государства, выдающего сертификат.

2.3.2 Методика испытаний самолета и измерения шума выполняются и результаты обрабатываются по утвержденному образцу так, чтобы получить оценку шума в виде эффективного уровня воспринимаемого шума, EPNL, в единицах EPNдБ, как указано в разделе 4 настоящего добавления.

2.3.3 Высота и боковое отклонение самолета относительно продолжения осевой линии взлетно-посадочной полосы определяются не связанным с применением обычной бортовой аппаратуры методом, таким как радиолокационное сопровождение, метод теодолитной триангуляции или метод масштабного фотографирования, утверждаемым сертифицирующим органом.

2.3.4 Местоположение самолета на траектории полета увязывается с шумом, зарегистрированным в точках измерения шума с помощью синхронизирующих сигналов. Местоположение самолета регистрируется относительно ВПП до точки на расстоянии по крайней мере 7,4 км (4 м. мили) от порога ВПП при заходе на посадку и по крайней мере 11 км (6 м. миль) от начала разбега при взлете.

2.3.5 Если испытания при взлете производятся при массе самолета, отличной от максимальной взлетной массы, при которой требуется осуществить сертификацию по шуму, необходимая поправка к EPNL не превышает 2 EPNдБ. Если испытания при заходе на посадку производятся при массе самолета, отличной от максимальной посадочной массы, при которой требуется осуществить сертификацию по шуму, поправка к EPNL не превышает 1 EPNдБ. Для определения изменения EPNL в зависимости от массы для условий испытаний при взлете и заходе на посадку используются данные, утвержденные сертифицирующим органом.

2.4 Измерения

2.4.1 Данные о местоположении и летных характеристиках, требующиеся для внесения поправок, которые указаны в разделе 5 настоящего добавления, автоматически записываются с утвержденной частотой. Местоположение самолета регистрируется относительно ВПП до точки на расстоянии по крайней мере 7,4 км (4 м. мили) от порога ВПП при заходе на посадку и по крайней мере 11 км (6 м. миль) от начала разбега при взлете. Измерительная аппаратура утверждается сертифицирующим органом.

2.4.2 Данные о местоположении и летных характеристиках корректируются с помощью методов, указанных в разделе 5 настоящего добавления, для приведения их к метеорологическим исходным условиям, указанным в п. 5.3 а).

2.4.3 Акустические данные корректируются с помощью методов, указанных в разделе 5 настоящего добавления, для приведения их к метеорологическим исходным условиям, указанным в пп. 5.3 а) 1), 2) и 3). В акустические данные также вносятся поправки на отклонения минимального расстояния при испытаниях от исходного минимального расстояния между траекторией захода на посадку и точкой измерения шума при заходе на посадку, от исходного значения высоты траектории взлета над точкой измерения пролетного шума и на разность превышений точек измерения по отношению к превышению ближайшей точки взлетно-посадочной полосы более 6 м (20 фут).

2.4.4 В качестве центрального пункта для измерения атмосферных параметров, соответствующих условиям, существующим в географическом районе, в котором производится измерение самолетного шума, утверждается аэродромный диспетчерский пункт или другое средство. Однако скорость приземного ветра и температура окружающего воздуха измеряются вблизи места установки микрофона в точках измерения при заходе на посадку, сбоку и при взлете, и испытания признаются недействительными, если не выполнены условия раздела 2 настоящего добавления.

3. ИЗМЕРЕНИЕ САМОЛЕТНОГО ШУМА, ВОСПРИНИМАЕМОГО НА ЗЕМЛЕ

3.1 Общие положения

3.1.1 Измерения позволяют получить данные для определения шума в третьоктавных полосах частот, создаваемого самолетами во время полета, в любом требуемом пункте наблюдения в зависимости от времени.

3.1.2 Методы для определения расстояния от пункта наблюдения до самолета включают метод теодолитной триангуляции, расчет с использованием размеров самолета на фотографиях, сделанных, когда самолет пролетает непосредственно над точками измерения, использование радиолокационных высотомеров и систем радиолокационного сопровождения. Используемый метод утверждается сертифицирующим органом.

3.1.3 Данные об уровнях звукового давления для целей оценки шума получают с использованием утвержденной акустической аппаратуры и методики измерения, которые соответствуют приведенным ниже требованиям (в пп. 3.2 – 3.4).

3.2 Измерительная система

Акустическая измерительная система состоит из следующей эквивалентной утвержденной аппаратуры:

- а) микрофонной системы с частотной характеристикой, соответствующей точности системы измерения и анализа, указанной в п. 3.3;
- б) треноги или аналогичной подставки для микрофона, влияние которой на измеряемый звук минимально;
- в) записывающей и воспроизводящей аппаратуры, характеристики, частотная характеристика и динамический диапазон которой отвечают требованиям п. 3.3 в отношении чувствительности и точности;
- г) акустических калибраторов, использующих синусоидальный сигнал или широкополосный шум с известным уровнем звукового давления. Если используется широкополосный шум, сигнал указывается через среднее и максимальное среднеквадратичное значение при неперегруженном уровне сигнала;
- д) анализирующей аппаратуры с характеристиками и точностью, соответствующими указанным в п. 3.4.

3.3 Приемная, записывающая и воспроизводящая аппаратура

3.3.1 Звук, создаваемый самолетом, записывается таким образом, чтобы сохранялась полная информация, включая изменение во времени. Для этой цели пригоден магнитофон.

3.3.2 Характеристики системы соответствуют рекомендациям публикации № 179³ Международной электротехнической комиссии (МЭК) в разделах, относящихся к характеристикам микрофона и усилителя.

Примечание. Текст и технические требования публикации МЭК № 179³, озаглавленной "Прецизионные шумомеры", введены путем соответствующих ссылок в настоящее добавление и являются его неотъемлемой частью.⁴

3.3.3 Характеристики всей системы при воздействии плоской бегущей синусоидальной волны постоянной амплитуды укладываются в допуски, указанные в публикации МЭК № 179³, в диапазоне частот 45–11 200 Гц.

3.3.4 Если из-за ограниченности динамического диапазона аппаратуры в этом возникнет необходимость, то в канал записи вводится предварительное усиление высоких частот с последующим ослаблением при воспроизведении. Это предусиление осуществляется таким образом, чтобы для максимального измеренного сигнала шума мгновенный уровень звукового давления в диапазоне 800–11 200 Гц не отличался более чем на 20 дБ от максимального и минимального уровней в третьоктавных полосах частот.

3.3.5 Аппаратура калибруется акустически, с использованием установки для акустической калибровки в свободном поле, и электронно, как указано в п. 3.4.

3.3.6 При всех измерениях авиационного шума, когда скорость ветра превышает 3 м/с (6 уз), используется микрофон с ветрозащитным экраном. В измеренные данные вносятся поправки на потери от ветрозащитного экрана (в зависимости от частоты), и вносимые поправки регистрируются.

3.4 Анализирующая аппаратура

3.4.1 Частотный анализ акустических сигналов выполняется способом, эквивалентным использованию третьоктавных фильтров в соответствии с рекомендациями, содержащимися в публикации № 225⁵ МЭК.

Примечание. Текст и технические требования публикации МЭК № 225⁵, озаглавленной "Октавные, полуоктавные и третьоктавные фильтры, предназначенные для анализа звука и вибрации", введены путем соответствующих ссылок в настоящее добавление и являются его неотъемлемой частью.⁶

3.4.2 Используется набор из 24 последовательных третьоктавных фильтров или эквивалентная система. Первый фильтр набора имеет центральную среднегеометрическую частоту 50 Гц, а последний – 10 кГц.

3.4.3 Индикаторный прибор анализатора является прибором аналогового или цифрового типа или их комбинацией. Рекомендуемая последовательность обработки сигналов следующая:

- а) квадрирование сигналов третьоктавных фильтров,

3. С изменениями.

4. Эта публикация впервые была выпущена в 1965 году Центральным бюро Международной электротехнической комиссии, находящимся по адресу: Швейцария, г. Женева, ул. Варембе, 3.

5. С изменениями.

6. Эта публикация впервые была выпущена в 1966 году Центральным бюро Международной электротехнической комиссии, находящимся по адресу: Швейцария, г. Женева, ул. Варембе, 3.

- б) усреднение или интегрирование,
- с) преобразование линейного значения в логарифмическое.

Индикаторный прибор имеет минимальный коэффициент амплитуды 3 и производит измерения с точностью $\pm 1,0$ дБ истинного среднеквадратичного уровня сигнала в каждой из 24 третьоктавных полос. Если используется прибор, отличный от индикатора истинного среднеквадратичного значения, он калибруется для несинусоидальных сигналов и уровней, зависящих от времени. Калибровка обеспечивает возможность преобразовывать выходные уровни в истинные среднеквадратичные значения.

3.4.4 Динамическая чувствительность анализатора к входным сигналам, соответствующим как полной амплитуде, так и на 20 дБ меньше полной амплитуды, удовлетворяет следующим двум требованиям:

- а) при подаче на вход синусоидального сигнала длительностью 0,5 с на центральной частоте каждой третьоктавной полосы максимальное выходное показание на $4\text{дБ} \pm 1$ дБ меньше величины, полученной при постоянном сигнале той же самой частоты и амплитуды;
- б) если на вход анализатора внезапно подать постоянный синусоидальный сигнал на среднегеометрической частоте каждой третьоктавной полосы и затем поддерживать его постоянным, максимальное выходное показание превышает окончательно установившееся показание на величину $0,5\text{дБ} \pm 0,5$ дБ.

3.4.5 Единичное значение среднеквадратичного уровня получается каждые $0,5 \text{ с} \pm 0,01 \text{ с}$ для каждой из 24 третьоктавных полос. Уровни от всех 24 третьоктавных полос получаются за период 50 мс. В любом 0,5-секундном периоде исключается из измерений не более 5 мс.

3.4.6 Разрешающая способность анализатора по амплитуде составляет 0,5 дБ или меньше.

3.4.7 Каждый выходной уровень анализатора после того, как устранены все систематические ошибки, имеет точность по отношению к исходному сигналу $\pm 1,0$ дБ. Суммарные систематические ошибки для каждого выходного уровня не превышают ± 3 дБ. Для смежных систем фильтров систематическая поправка между соседними третьоктавными каналами не превышает 4 дБ.

3.4.8 Динамический диапазон анализатора, под которым понимается разность между наибольшим выходным уровнем и максимальным уровнем шума анализирующей аппаратуры, при анализе самолетного шума при одном пролете самолета составляет не менее 45 дБ.

3.4.9 Проводится электрическая калибровка по частоте и амплитуде всей электронной системы путем использования синусоидальных или широкополосных сигналов с частотами, покрывающими диапазон 45–11 200 Гц, и известными амплитудами, покрывающими диапазон уровней сигналов, идущих от микрофона. Если используются широкополосные сигналы, то они указываются своими средними и максимальными среднеквадратичными значениями при неперегруженном уровне сигналов.

3.5 Методика измерения шума

3.5.1 Микрофоны ориентируются в известном направлении так, чтобы максимальный принимаемый звук поступал в направлении, наиболее приближенном к направлению, при котором калибровались микрофоны. Микрофоны устанавливаются так, чтобы их воспринимающие звук элементы находились на высоте приблизительно 1,2 м (4 фут) над землей.

3.5.2 Непосредственно до и после каждого испытания производится регистрируемая акустическая калибровка системы в поле с использованием акустического калибратора, преследующая две цели: проверку чувствительности системы и получение акустического уровня отсчета для анализа данных об уровнях звукового давления.

3.5.3 Чтобы свести к минимуму ошибки аппаратуры или оператора, калибровки в поле, по возможности, дополняются еще одной с использованием приставки, подающей напряжение известного уровня на микрофонный вход непосредственно до и после записи данных шума самолета.

3.5.4 В районе испытаний записывается и определяется фоновый шум, включая окружающий шум и электрический шум измерительных систем; это производится при тех же уровнях усиления системы, которые будут использоваться для измерения самолетного шума. Если уровни звукового давления самолета в любой важной третьоктавной полосе не превышают фоновые уровни звукового давления более чем на 10 дБ, вводятся утвержденные поправки на вклад фонового уровня звукового давления в измеряемый уровень звукового давления.

4. РАСЧЕТ ЭФФЕКТИВНОГО УРОВНЯ ВОСПРИНИМАЕМОГО ШУМА ПО ДАННЫМ ИЗМЕРЕННОГО ШУМА

4.1 Общие положения

4.1.1 Основным элементом критериев сертификации по шуму является мера оценки шума, называемая эффективным уровнем воспринимаемого шума, EPNL, в единицах EPNдБ, который является однозначным оценочным фактором субъективного воздействия самолетного шума на человека. Проще говоря, EPNL представляет собой мгновенный уровень воспринимаемого шума, PNL, с поправкой на неравномерность спектра (эта поправка, называемая "поправкой на тональность", вводится только для максимального тона для каждого приращения времени) и на продолжительность.

4.1.2 Измеряются три основные физические характеристики звукового давления: уровень, распределение по частотам и время. Более конкретно, для каждого полусекундного приращения времени при пролете самолета требуется получить мгновенный уровень звукового давления в каждой из 24 третьоктавных полос шума.

4.1.3 Методика расчета, в которой используются данные физических измерений шума для определения EPNL в качестве меры оценки субъективной реакции, состоит из следующих пяти этапов:

- а) с помощью таблицы ноев⁷ уровни звукового давления в 24 третьоктавных полосах преобразуются в воспринимаемую шумность. Значения ноев суммируются и затем преобразуются в мгновенные уровни воспринимаемого шума, $PNL(k)$;
- б) для учета субъективной реакции при наличии неравномерности спектра для каждого спектра определяется поправка на тональность, $C(k)$;
- в) поправка на тональность, $C(k)$, складывается с уровнем воспринимаемого шума для получения уровня воспринимаемого шума с поправкой на тон, $PNLT(k)$, для каждого полусекундного приращения времени:

$$PNLT(k) = PNL(k) + C(k).$$

Получаются мгновенные значения уровня воспринимаемого шума с поправкой на тон и определяется максимальное значение, $PNLTM$;

- д) путем интегрирования кривой зависимости уровня воспринимаемого шума с поправкой на тон и на время вычисляется поправка на продолжительность, D ;

7. См. таблицу A1-1.

- е) эффективный уровень воспринимаемого шума, EPNL, получается путем алгебраического суммирования максимального уровня воспринимаемого шума с поправкой на тональность и поправки на продолжительность:

$$\text{EPNL} = \text{PNLTM} + D.$$

4.2 Уровень воспринимаемого шума

Мгновенные уровни воспринимаемого шума, $\text{PNL}(k)$, вычисляются по мгновенным уровням звукового давления в третьоктавных полосах, $\text{SPL}(i, k)$, следующим образом:

Этап 1. Преобразуйте уровни, $\text{SPL}(i, k)$, в каждой третьоктавной полосе от 50 до 10 000 Гц в воспринимаемую шумность, $n(i, k)$, с помощью таблицы A1-1 или математического описания таблицы ноев, приведенного в разделе 7.

Этап 2. Сложите величины воспринимаемой шумности, $n(i, k)$, полученные на этапе 1, по следующей формуле:

$$N(k) = n(k) + 0,15 \left\{ \left[\sum_{i=1}^{24} n(i, k) \right] - n(k) \right\} = 0,85 n(k) + 0,15 \sum_{i=1}^{24} n(i, k),$$

где $n(k)$ – наибольшая из 24 величин $n(i, k)$, а $N(k)$ – суммарная воспринимаемая шумность.

Этап 3. Преобразуйте суммарную воспринимаемую шумность, $N(k)$, в уровень воспринимаемого шума, $\text{PNL}(k)$, по следующей формуле:

$$\text{PNL}(k) = 40,0 + \frac{10}{\log 2} \log N(k),$$

изображенной графически на рис. A1-1. $\text{PNL}(k)$ можно также получить из таблицы A1-1 как уровень $\text{SPL}(i, k)$, который соответствует выбранному в столбце 1000 Гц значению $N(k)$, которое при 1000 Гц равно $\text{PNL}(k)$.

4.3 Поправка на неравномерность спектра

Шум, имеющий заметные неравномерности спектра (например, максимальные дискретные составляющие или тона), корректируется путем введения поправки, $C(k)$, рассчитанной следующим образом:

Этап 1. Начиная со скорректированного уровня звукового давления в третьоктавной полосе 80 Гц (полоса номер 3), вычислите изменения уровня звукового давления (или "наклоны") в остальных третьоктавных полосах следующим образом:

$$\begin{aligned} s(3, k) &= \text{нет значения}; \\ s(4, k) &= \text{SPL}(4, k) - \text{SPL}(3, k); \\ &\bullet \\ &\bullet \\ &\bullet \\ s(i, k) &= \text{SPL}(i, k) - \text{SPL}[(i-1), k]; \\ &\bullet \\ &\bullet \\ &\bullet \\ s(24, k) &= \text{SPL}(24, k) - \text{SPL}(23, k). \end{aligned}$$

Этап 2. Обведите кружком те значения наклона, $s(i, k)$, для которых абсолютная величина изменения наклона больше пяти, т. е. для которых:

$$|\Delta s(i, k)| = |s(i, k) - s[(i-1), k]| > 5.$$

Этап 3.

- Если обведенное значение наклона $s(i, k)$ положительно и алгебраически больше, чем наклон $s[(i-1), k]$, обведите кружком $SPL(i, k)$;
- если обведенное значение наклона $s(i, k)$ равно нулю или отрицательно, а наклон $s[(i-1), k]$ положителен, обведите кружком $SPL[(i-1), k]$;
- во всех других случаях никакие значения уровней звукового давления обводить кружком не нужно.

Этап 4. Опустите все значения $SPL(i, k)$, обведенные на этапе 3, и вычислите новые исправленные уровни звукового давления $SPL'(i, k)$ следующим образом:

- для необведенных значений уровней звукового давления приравняйте новые уровни звукового давления к первоначальным уровням звукового давления, т. е. $SPL'(i, k) = SPL(i, k)$;
- для обведенных значений уровней звукового давления в полосах 1–23 включительно приравняйте новый уровень звукового давления к среднему арифметическому предыдущего и последующего уровней звукового давления:

$$SPL'(i, k) = (1/2) \{ SPL[(i-1), k] + SPL[(i+1), k] \};$$

- если уровень звукового давления в наивысшей полосе частот ($i = 24$) обведен кружком, приравняйте новый уровень звукового давления в этой полосе к:

$$SPL'(24, k) = SPL(23, k) + s(23, k).$$

Этап 5. Пересчитайте новые наклоны, $s'(i, k)$, включая один дополнительный для условной 25-й полосы, следующим образом:

$$\begin{aligned} s'(3, k) &= s'(4, k); \\ s'(4, k) &= SPL'(4, k) - SPL'(3, k); \\ &\bullet \\ &\bullet \\ &\bullet \\ s'(i, k) &= SPL'(i, k) - SPL'[(i-1), k]; \\ &\bullet \\ &\bullet \\ &\bullet \\ s'(24, k) &= SPL'(24, k) - SPL'(23, k); \\ s'(25, k) &= s'(24, k). \end{aligned}$$

Этап 6. Для значений i от 3 до 23 вычислите среднее арифметическое трех соседних наклонов следующим образом:

$$\bar{s}(i, k) = (1/3) \{ s'(i, k) + s'[(i+1), k] + s'[(i+2), k] \}.$$

Таблица А1-1. Зависимость шумности в ноях от уровня звукового давления (29 < SPL < 89)

SPL (дБ)	Центральная частота третьоктавных полос (Гц)																								
	50	63	80	100	125	160	200	250	315	400	500	630	800	1 000	1 250	1 600	2 000	2 500	3 150	4 000	5 000	6 300	8 000	10 000	
29																			1,00	1,00					
30																		1,00	1,07	1,07	1,00				
31																		1,07	1,15	1,15	1,07	1,00			
32																	1,00	1,15	1,23	1,23	1,15	1,07			
33																	1,07	1,23	1,32	1,32	1,23	1,15			
34																1,00	1,15	1,32	1,41	1,41	1,32	1,23			
35																1,07	1,23	1,41	1,51	1,51	1,41	1,32			
36																1,15	1,32	1,51	1,62	1,62	1,51	1,41			
37																1,23	1,41	1,62	1,74	1,74	1,62	1,51	1,00		
38															1,00	1,32	1,51	1,74	1,86	1,86	1,74	1,62	1,10		
39															1,07	1,41	1,62	1,86	1,99	1,99	1,86	1,74	1,21		
40										1,00	1,00	1,00	1,00	1,00	1,15	1,51	1,74	1,99	2,14	2,14	1,99	1,86	1,34		
41										1,07	1,07	1,07	1,07	1,07	1,23	1,62	1,86	2,14	2,29	2,29	2,14	1,99	1,48	1,00	
42									1,00	1,15	1,15	1,15	1,15	1,15	1,32	1,74	1,99	2,29	2,45	2,45	2,29	2,14	1,63	1,10	
43									1,07	1,23	1,23	1,23	1,23	1,23	1,41	1,86	2,14	2,45	2,63	2,63	2,45	2,29	1,79	1,21	
44							1,00	1,15	1,32	1,32	1,32	1,32	1,32	1,32	1,52	1,99	2,29	2,63	2,81	2,81	2,63	2,45	1,99	1,34	
45								1,08	1,24	1,41	1,41	1,41	1,41	1,41	1,62	2,14	2,45	2,81	3,02	3,02	2,81	2,63	2,14	1,48	
46							1,00	1,16	1,33	1,52	1,52	1,52	1,52	1,52	1,74	2,29	2,63	3,02	3,23	3,23	3,02	2,81	2,29	1,63	
47								1,08	1,25	1,42	1,62	1,62	1,62	1,62	1,87	2,45	2,81	3,23	3,46	3,46	3,23	3,02	2,45	1,79	
48						1,00	1,17	1,34	1,53	1,74	1,74	1,74	1,74	1,74	2,00	2,63	3,02	3,46	3,71	3,71	3,46	3,23	2,63	1,98	
49						1,08	1,26	1,45	1,64	1,87	1,87	1,87	1,87	1,87	2,14	2,81	3,23	3,71	3,97	3,97	3,71	3,46	2,81	2,15	
50							1,17	1,36	1,56	1,76	2,00	2,00	2,00	2,00	2,30	3,02	3,46	3,97	4,26	4,26	3,97	3,71	3,02	2,40	
51							1,00	1,26	1,47	1,68	1,89	2,14	2,14	2,14	2,46	3,23	3,71	4,26	4,56	4,56	4,26	3,97	3,23	2,63	
52							1,08	1,36	1,58	1,80	2,03	2,30	2,30	2,30	2,64	3,46	3,97	4,56	4,89	4,89	4,56	4,26	3,46	2,81	
53							1,00	1,18	1,47	1,71	1,94	2,17	2,46	2,46	2,83	3,71	4,26	4,89	5,24	5,24	4,89	4,56	3,71	3,02	
54							1,09	1,28	1,58	1,85	2,09	2,33	2,64	2,64	3,03	3,97	4,56	5,24	5,61	5,61	5,24	4,89	3,97	3,23	
55								1,18	1,38	1,71	2,00	2,25	2,50	2,83	2,83	3,25	4,26	4,89	5,61	6,01	5,61	5,24	4,26	3,46	
56								1,00	1,29	1,50	1,85	2,15	2,42	2,69	3,03	3,03	3,48	4,56	5,24	6,01	6,44	6,01	5,61	4,56	3,71
57									1,09	1,40	1,63	2,00	2,33	2,61	2,88	3,25	3,25	3,73	4,89	5,61	6,44	6,90	6,44	4,89	3,97
58									1,18	1,53	1,77	2,15	2,51	2,81	3,10	3,48	3,48	4,00	5,24	6,01	6,90	7,39	6,90	6,44	5,24
59									1,29	1,66	1,92	2,33	2,71	3,03	3,32	3,73	3,73	4,29	5,61	6,44	7,39	7,92	7,92	6,90	5,61
60										1,00	1,40	1,81	2,08	2,51	2,93	3,26	3,57	4,00	4,00	4,59	6,01	6,90	7,92	8,49	4,89
61										1,10	1,53	1,97	2,26	2,71	3,16	3,51	3,83	4,29	4,29	4,92	6,44	7,39	8,49	9,09	5,24
62										1,21	1,66	2,15	2,45	2,93	3,41	3,78	4,11	4,59	4,59	5,28	6,90	7,92	9,09	9,49	5,61
63										1,32	1,81	2,34	2,65	3,16	3,69	4,06	4,41	4,92	4,92	5,66	7,39	8,49	9,74	10,4	6,01
64										1,00	1,45	1,97	2,54	2,88	3,41	3,98	4,38	4,73	5,28	5,28	6,06	7,92	9,09	10,4	6,44
65										1,11	1,60	2,15	2,77	3,12	3,69	4,30	4,71	5,08	5,66	5,66	6,50	8,49	9,74	11,2	6,90
66										1,22	1,75	2,34	3,01	3,39	3,98	4,64	5,07	5,45	6,06	6,06	6,96	9,09	10,4	12,0	7,39
67										1,35	1,92	2,54	3,28	3,68	4,30	5,01	5,46	5,85	6,50	6,50	7,46	9,74	11,2	12,8	7,92
68										1,49	2,11	2,77	3,57	3,99	4,64	5,41	5,88	6,27	6,96	6,96	8,00	10,4	12,0	13,8	8,49
69										1,65	2,32	3,01	3,88	4,33	5,01	5,84	6,33	6,73	7,46	7,46	8,57	11,2	12,8	14,7	9,09
70										1,82	2,55	3,28	4,23	4,69	5,41	6,31	6,81	7,23	8,00	8,00	9,19	12,0	13,8	15,8	9,74
71										2,02	2,79	3,57	4,60	5,09	5,84	6,81	7,33	7,75	8,57	8,57	9,85	12,8	14,7	16,9	10,4
72										2,23	3,07	3,88	5,01	5,52	6,31	7,36	7,90	8,32	9,19	9,19	10,6	13,8	15,8	18,1	11,2
73										2,46	3,37	4,23	5,45	5,99	6,81	7,94	8,50	8,93	9,85	9,85	11,3	14,7	16,9	19,4	12,0
74										2,72	3,70	4,60	5,94	6,50	7,36	8,57	9,15	9,59	10,6	10,6	12,1	15,8	18,1	20,8	12,8
75										3,01	4,06	5,01	6,46	7,05	7,94	9,19	9,85	10,3	11,3	11,3	13,0	16,9	19,4	22,3	13,8
76										3,32	4,46	5,45	7,03	7,65	8,57	9,85	10,6	11,0	12,1	12,1	13,9	18,1	20,8	23,9	14,7
77										3,67	4,89	5,94	7,66	8,29	9,19	10,6	11,3	11,8	13,0	13,0	14,9	19,4	22,3	25,6	15,8
78										4,06	5,37	6,46	8,33	9,00	9,85	11,3	12,1	12,7	13,9	13,9	16,0	20,8	23,9	27,4	16,9
79										4,49	5,90	7,03	9,07	9,76	10,6	12,1	13,0	13,6	14,9	14,9	17,1	22,3	25,6	29,4	18,1
80										4,96	6,48	7,66	9,85	10,6	11,3	13,0	13,9	14,6	16,0	16,0	18,4	23,9	27,4	31,5	19,4
81										5,48	7,11	8,33	10,6	11,3	12,1	13,9	14,9	15,7	17,1	17,1	19,7	25,6	29,4	33,7	20,8
82										6,06	7,81	9,07	11,3	12,1	13,0	14,9	16,0	16,9	18,4	18,4	21,1	27,4	31,5	36,1	22,3
83										6,70	8,57	9,87	12,1	13,0	13,9	16,0	17,1	18,1	19,7	19,7	22,6	29,4	33,7	38,7	23,9
84										7,41	9,41	10,7	13,0	13,9	14,9	17,1	18,4	19,4	21,1	21,1	24,3	31,5	36,1	41,5	25,6
85										8,19	10,3	11,7	13,9	14,9	16,0	18,4	19,7	20,8	22,6	22,6	26,0	33,7	38,7	44,4	27,4
86										9,05	11,3	12,7	14,9	16,0	17,1	19,7	21,1	22,4	24,3	24,3	27,9	36,1	41,5	47,6	29,4
87										10,0	12,1	13,9	16,0	17,1	18,4	21,1	22,6	24,0	26,0	26,0	29,9	38,7	44,4	51,0	31,5
88										11,1	13,0	14,9	17,1	18,4	19,7	22,6	24,3	25,8	27,9	27,9	32,0	41,5	47,6	54,7	33,7
89										12,2	13,9	16,0	18,4	19,7	21,1	24,3	26,0	27,7	29,9	29,9	34,3	44,4	51,0	58,6	36,1

**Таблица А1-1 (продолж.). Зависимость шумности в ноях
от уровня звукового давления (90 < SPL < 150)**

SPL (дБ)	Центральная частота третьоктавных полос (Гц)																			
	50	63	80	100	125	160	200	250	315	400	500	630	800	1 000	1 250	1 600	2 000	2 500	3 150	4 000
90	13,5	14,9	17,1	19,7	21,1	22,6	26,0	27,9	29,7	32,0	32,0	32,0	32,0	32,0	36,8	47,6	54,7	62,7	67,2	67,2
91	14,9	16,0	18,4	21,1	22,6	24,3	27,9	29,9	31,8	34,3	34,3	34,3	34,3	34,3	39,4	51,0	58,6	67,2	72,0	72,0
92	16,0	17,1	19,7	22,6	24,3	26,0	29,9	32,0	34,2	36,8	36,8	36,8	36,8	36,8	42,2	54,7	62,7	72,0	77,2	72,0
93	17,1	18,4	21,1	24,3	26,0	27,9	32,0	34,3	36,7	39,4	39,4	39,4	39,4	39,4	45,3	58,6	67,2	77,2	82,7	77,2
94	18,4	19,7	22,6	26,0	27,9	29,9	34,3	36,8	39,4	42,2	42,2	42,2	42,2	42,2	48,5	62,7	72,0	88,6	88,6	82,7
95	19,7	21,1	24,3	27,9	29,9	32,0	36,8	39,4	42,2	45,3	45,3	45,3	45,3	45,3	52,0	67,2	77,2	88,6	94,9	88,6
96	21,1	22,6	26,0	29,9	32,0	34,3	39,4	42,2	45,3	48,5	48,5	48,5	48,5	48,5	55,7	72,0	82,7	94,9	102	94,9
97	22,6	24,3	27,9	32,0	34,3	36,8	42,2	45,3	48,5	52,0	52,0	52,0	52,0	52,0	59,7	77,2	88,6	102	109	102
98	24,3	26,0	29,9	34,3	36,8	39,4	45,3	48,5	52,0	55,7	55,7	55,7	55,7	55,7	64,0	82,7	94,9	109	117	109
99	26,0	27,9	32,0	36,8	39,4	42,2	48,5	52,0	55,7	59,7	59,7	59,7	59,7	59,7	68,6	88,6	102	117	125	117
100	27,9	29,9	34,3	39,4	42,2	45,3	52,0	55,7	59,7	64,0	64,0	64,0	64,0	64,0	73,5	94,9	109	125	134	134
101	29,9	32,0	36,8	42,2	45,3	48,5	55,7	59,7	64,0	68,6	68,6	68,6	68,6	68,6	78,8	102	117	134	144	144
102	32,0	34,3	39,4	45,3	48,5	52,0	59,7	64,0	68,6	73,5	73,5	73,5	73,5	73,5	84,4	109	125	144	154	154
103	34,3	36,8	42,2	48,5	52,0	55,7	64,0	68,6	73,5	78,8	78,8	78,8	78,8	78,8	90,5	117	134	154	165	165
104	36,8	39,4	45,3	52,0	55,7	59,7	68,6	73,5	78,8	84,4	84,4	84,4	84,4	84,4	97,0	125	144	165	177	165
105	39,4	42,2	48,5	55,7	59,7	64,0	73,5	78,8	84,4	90,5	90,5	90,5	90,5	90,5	104	134	154	177	189	189
106	42,2	45,3	52,0	59,7	64,0	68,6	78,8	84,4	90,5	97,0	97,0	97,0	97,0	97,0	111	144	165	189	203	203
107	45,3	48,5	55,7	64,0	68,6	73,5	84,4	90,5	97,0	104	104	104	104	104	119	154	177	203	217	203
108	48,5	52,0	59,7	68,6	73,5	78,8	90,5	97,0	104	111	111	111	111	111	128	165	189	217	233	233
109	52,0	55,7	64,0	73,5	78,8	84,4	97,0	104	111	119	119	119	119	119	137	177	203	233	249	249
110	55,7	59,7	68,6	78,8	84,4	90,5	104	111	119	128	128	128	128	128	147	189	217	249	267	267
111	59,7	64,0	73,5	84,4	90,5	97,0	111	119	128	137	137	137	137	137	158	203	233	267	286	286
112	64,0	68,6	78,8	90,5	97,0	104	119	128	137	147	147	147	147	147	169	217	249	286	307	307
113	68,6	73,5	84,4	97,0	104	111	128	137	147	158	158	158	158	158	181	233	267	307	329	329
114	73,5	78,8	90,5	104	111	119	137	147	158	169	169	169	169	169	194	249	286	329	352	352
115	78,8	84,4	97,0	111	119	128	147	158	169	181	181	181	181	181	208	267	307	352	377	377
116	84,4	90,5	104	119	128	137	158	169	181	194	194	194	194	194	223	286	329	377	404	404
117	90,5	97,0	111	128	137	147	169	181	194	208	208	208	208	208	239	307	352	404	433	433
118	97,0	104	119	137	147	158	181	194	208	223	223	223	223	223	256	329	377	433	464	464
119	104	111	128	147	158	169	194	208	223	239	239	239	239	239	274	352	404	464	497	497
120	111	119	137	158	169	181	208	223	239	256	256	256	256	256	294	377	433	497	533	533
121	119	128	147	169	181	194	223	239	256	274	274	274	274	274	315	404	464	533	571	571
122	128	137	158	181	194	208	239	256	274	294	294	294	294	294	338	433	497	571	611	611
123	137	147	169	194	208	223	256	274	294	315	315	315	315	315	362	464	533	611	655	655
124	147	158	181	208	223	239	274	294	315	338	338	338	338	338	388	497	571	655	702	702
125	158	169	194	223	239	256	294	315	338	362	362	362	362	362	416	533	611	702	752	752
126	169	181	208	239	256	274	315	338	362	388	388	388	388	388	446	571	655	752	806	806
127	181	194	223	256	274	294	338	362	388	416	416	416	416	416	478	611	702	806	863	863
128	194	208	239	274	294	315	362	388	416	446	446	446	446	446	512	655	752	863	925	925
129	208	223	256	294	315	338	388	416	446	478	478	478	478	478	549	702	806	925	991	991
130	223	239	274	315	338	362	416	446	478	512	512	512	512	512	588	752	863	991	1 062	1 062
131	239	256	294	338	362	388	446	478	512	549	549	549	549	549	630	806	925	1 062	1 137	1 137
132	256	274	315	362	388	416	478	512	549	588	588	588	588	588	676	863	991	1 137	1 219	1 219
133	274	294	338	388	416	446	512	549	588	630	630	630	630	630	724	925	1 062	1 219	1 306	1 306
134	294	315	362	416	446	478	549	588	630	676	676	676	676	676	776	991	1 137	1 306	1 399	1 399
135	315	338	388	446	478	512	588	630	676	724	724	724	724	724	832	1 062	1 219	1 399	1 499	1 499
136	338	362	416	478	512	549	630	676	724	776	776	776	776	776	891	1 137	1 306	1 499	1 606	1 606
137	362	388	446	512	549	588	676	724	776	832	832	832	832	832	955	1 219	1 399	1 606	1 721	1 721
138	388	416	478	549	588	630	724	776	832	891	891	891	891	891	1 024	1 306	1 499	1 721	1 844	1 844
139	416	446	512	588	630	676	776	832	891	955	955	955	955	955	1 098	1 399	1 606	1 844	1 975	1 975
140	446	478	549	630	676	724	832	891	955	1 024	1 024	1 024	1 024	1 024	1 176	1 499	1 721	1 975		
141	478	512	588	676	724	776	891	955	1 024	1 098	1 098	1 098	1 098	1 098	1 261	1 606	1 844			
142	512	549	630	724	776	832	955	1 024	1 098	1 176	1 176	1 176	1 176	1 176	1 351	1 721	1 975			
143	549	588	676	776	832	891	1 024	1 098	1 176	1 261	1 261	1 261	1 261	1 261	1 448	1 844				
144	588	630	724	832	891	955	1 098	1 176	1 261	1 351	1 351	1 351	1 351	1 351	1 552	1 975				
145	630	676	776	891	955	1 024	1 176	1 261	1 351	1 448	1 448	1 448	1 448	1 448	1 664					
146	676	724	832	955	1 024	1 098	1 261	1 351	1 448	1 552	1 552	1 552	1 552	1 552	1 783					
147	724	776	891	1 024	1 098	1 176	1 351	1 448	1 552	1 664	1 664	1 664	1 664	1 664	1 911					
148	776	832	955	1 098	1 176	1 261	1 448	1 552	1 664	1 783	1 783	1 783	1 783	1 783	2 048					
149	832	891	1 024	1 176	1 261	1 351	1 552	1 664	1 783	1 911	1 911	1 911	1 911	1 911						
150	891	955	1 098	1 261	1 351	1 448	1 664	1 783	1 911	2 048	2 048	2 048	2 048	2 048						

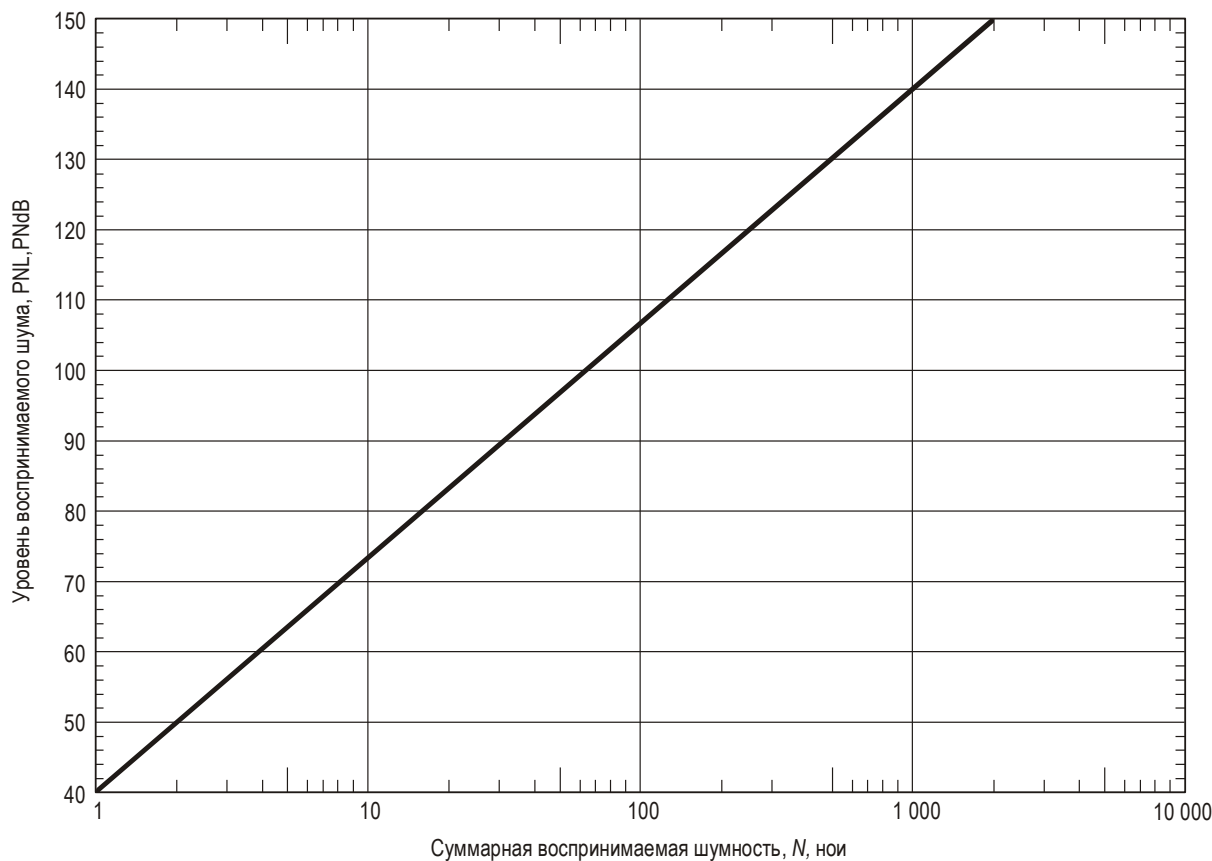


Рис. А1-1. Зависимость уровня воспринимаемого шума от суммарной воспринимаемой шумности

Этап 7. Вычислите окончательные уровни фонового звукового давления в третьоктавных полосах $SPL''(i,k)$, начиная с полосы номер 3 и кончая полосой номер 24, следующим образом:

$$\begin{aligned}
 SPL''(3,k) &= SPL(3,k); \\
 SPL''(4,k) &= SPL''(3,k) + \bar{s}(3,k); \\
 &\cdot \\
 &\cdot \\
 &\cdot \\
 SPL''(i,k) &= SPL''[(i-1),k] + \bar{s}[(i-1),k]; \\
 &\cdot \\
 &\cdot \\
 &\cdot \\
 SPL''(24,k) &= SPL''(23,k) + \bar{s}(23,k).
 \end{aligned}$$

Этап 8. Вычислите разности, $F(i,k)$, между первоначальными уровнями звукового давления и окончательными уровнями фонового звукового давления следующим образом:

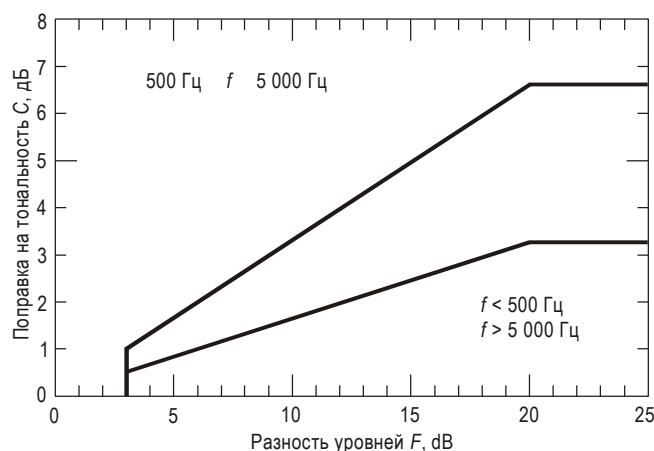
$$F(i,k) = SPL(i,k) - SPL''(i,k)$$

и отметьте только значения, равные трем и более.

Этап 9. Для каждой из соответствующих третьоктавных полос (3–24) по разности уровней звукового давления, $F(i,k)$, и по таблице А1-2 определите поправки на тональность.

Этап 10. Обозначьте наибольшую из поправок на тональность, определенную на этапе 9 как $C(k)$. Пример расчета поправки на тональность приводится в таблице А1-3.

Таблица А1-2. Поправки на тональность



Ц	Разность уровней F , дБ	Поправка на тональность C , дБ
$50 \leq f < 500$	$3^* \leq F < 20$ $20 \leq F$	$F/6$ $3\frac{1}{3}$
$500 \leq f \leq 5000$	$3^* \leq F < 20$ $20 \leq F$	$F/3$ $6\frac{2}{3}$
$5000 < f \leq 10\,000$	$3^* \leq F < 20$ $20 \leq F$	$F/6$ $3\frac{1}{3}$

* См. этап 8 в п. 4.3.

Уровни воспринимаемого шума с поправкой на тональность, $PNLT(k)$, определяются путем прибавления величин $C(k)$ к соответствующим значениям $PNL(k)$, т. е.:

$$PNLT(k) = PNL(k) + C(k).$$

Для любой i -й третьоктавной полосы в любое k -е приращение времени, поправка на тональность которой, как предполагается, является результатом чего-то, помимо действительного тона или какого-то дополнительного фактора (или какой-либо неравномерности спектра, помимо самолетного шума), производится дополнительный анализ с использованием фильтра с полосой более узкой, чем $1/3$ октавы. Если узкополосный анализ подтвердит это предположение, то на основании узкополосного анализа для этой конкретной третьоктавной полосы определяется пересмотренная величина уровня фонового звукового давления, $SPL''(i,k)$, которая используется для расчета новой поправки на тональность.

4.4 Максимальный уровень воспринимаемого шума с поправкой на тональность

4.4.1 Максимальный уровень воспринимаемого шума с поправкой на тональность, $PNLTM$, представляет собой максимальное рассчитанное значение уровня воспринимаемого шума с поправкой на тональность, $PNLT(k)$. Он рассчитывается по методу, указанному в п. 4.3. Чтобы получить удовлетворительную картину изменения звука по времени, измерения производятся через полусекундные интервалы времени.

**Таблица А1-3. Пример расчета поправки на тональность
для турбовентиляторного двигателя**

①	②	③	④	⑤	⑥	⑦	⑧	⑨	⑩	⑪
Полоса (i)	f Гц	SPL дБ	S дБ Этап 1	$ \Delta S $ дБ Этап 2	SPL' дБ Этап 4	S' дБ Этап 5	\bar{S} дБ Этап 6	SPL'' дБ Этап 7	F дБ Этап 8	C дБ Этап 9
1	50	—	—	—	—	—	—	—	—	—
2	63	—	—	—	—	—	—	—	—	—
3	80	70	—	—	70	-8	-2½	70	—	—
4	100	62	-8	—	62	-8	+3½	67½	—	—
5	125	(7)	+(8)	16	71	+9	+6½	71	—	—
6	160	80	+10	2	80	+9	+2½	77½	—	—
7	200	82	+(2)	8	82	+2	-1½	80½	—	—
8	250	(8)	+1	1	79	-3	-1½	79	4	0,61
9	315	76	-(7)	8	76	-3	+½	77½	—	—
10	400	(8)	+(4)	11	78	+2	+1	78	—	0,17
11	500	80	0	4	80	+2	0	79	—	—
12	630	79	-1	1	79	-1	0	79	—	—
13	800	78	-1	0	78	-1	-½	79	—	—
14	1 000	80	+2	3	80	+2	-¾	78¾	—	—
15	1 250	78	-2	4	78	-2	-½	78	—	—
16	1 600	76	-2	0	76	-2	+½	77½	—	—
17	2 000	79	+3	5	79	+3	+1	78	—	—
18	2 500	(8)	+6	3	79	0	-½	79	6	2
19	3 150	79	-(6)	12	79	0	-2¾	78¾	—	—
20	4 000	78	-1	5	78	-1	-6½	76	—	—
21	5 000	71	-(7)	6	71	-7	-8	69½	—	—
22	6 300	60	-11	4	60	-11	-8¾	61¾	—	—
23	8 000	54	-6	5	54	-6	-8	53	—	—
24	10 000	45	-9	3	45	-9	—	45	—	—
						-9				

Этап 1	(3) (i) - (3) (i-1)
Этап 2	(4) (i) - (4) (i-1)
Этап 3	см. указания
Этап 4	см. указания
Этап 5	(6) (i) - (6) (i-1)

Этап 6	[(7) (i) + (7) (i+1) + (7) (i+2)] ÷ 3
Этап 7	(9) (i-1) + (8) (i-1)
Этап 8	(3) (i) - (9) (i)
Этап 9	см. таблицу А1-2

Примечание. На рис. А1-2 изображен пример изменения пролетного шума по времени, на котором четко видна максимальная величина.

4.4.2 Если в спектре не обнаружены явные неравномерности даже после проведения узкополосного анализа, тогда процедура, изложенная в п. 4.3, не применяется, поскольку $PNLT(k)$ равен $PNL(k)$. В этом случае уровень $PNLTM$ будет равен максимальной величине $PNL(k)$ и будет равен $PNLM$.

4.5 Поправка на продолжительность

4.5.1 Поправка на продолжительность, D , вычисляемая путем интегрирования, определяется по формуле:

$$D = 10 \log \left[\left(\frac{1}{T} \right) \int_{t(1)}^{t(2)} \text{antilog} \frac{PNLT}{10} dt \right] - PNLTM,$$

где T – нормирующая постоянная времени, а $PNLTM$ – максимальное значение $PNLT$.

4.5.1.1 Если $PNLTM$ больше 100 ТРНдБ, то $t(1)$ – первый момент времени, после которого $PNLT$ становится больше $PNLTM - 10$, а $t(2)$ – момент времени, после которого $PNLT$ постоянно остается меньше $PNLTM - 10$.

4.5.1.2 Если $PNLTM$ меньше 100 ТРНдБ, то $t(1)$ – первый момент времени, после которого $PNLT$ становится больше 90 ТРНдБ, а $t(2)$ – момент времени, после которого $PNLT$ постоянно остается меньше 90 ТРНдБ.

4.5.1.3 Если $PNLTM$ меньше 90 ТРНдБ, поправка на продолжительность принимается равной 0.

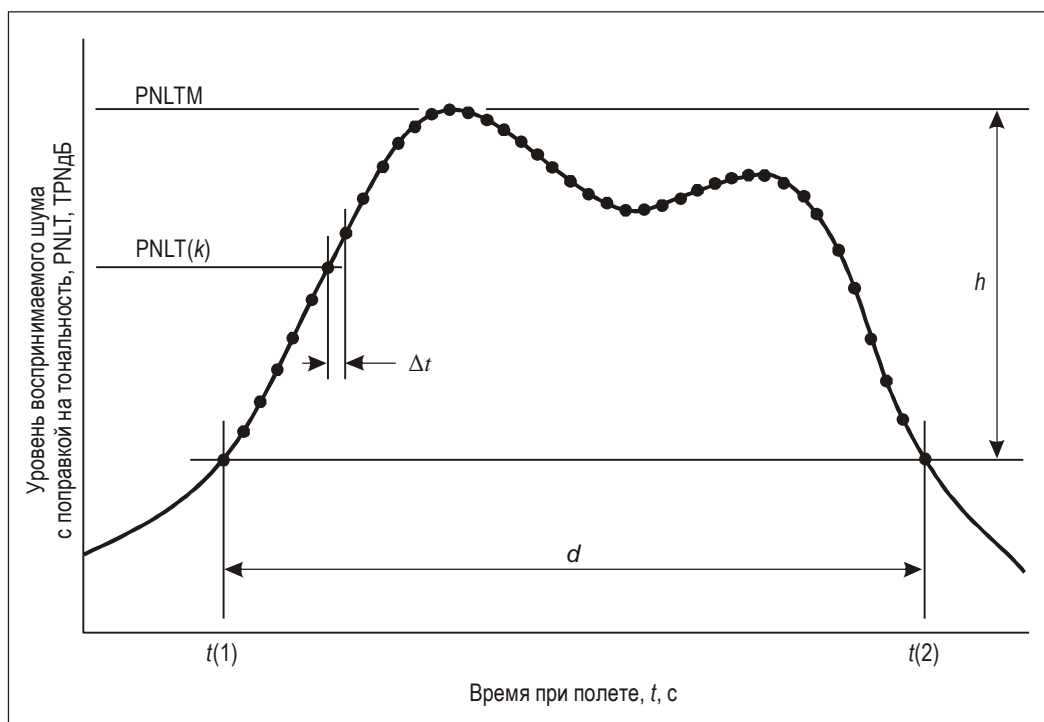


Рис. А1-2. Пример изменения уровня воспринимаемого шума с поправкой на тональность во времени при пролете самолета

4.5.2 Поскольку PNLT рассчитывается по измеренным значениям SPL, то, как правило, не будет готовой формулы изменения PNLT по времени. Поэтому формула переписывается путем замены знака интегрирования знаком суммирования:

$$D = 10 \log \left[\left(\frac{1}{T} \right) \sum_{k=0}^{\frac{d}{\Delta t}} \Delta t \cdot \text{antilog} \frac{\text{PNLT}(k)}{10} \right] - \text{PNLTM},$$

где Δt – продолжительность равных приращений времени, для которых вычисляется $\text{PNLT}(k)$, а d – округленный до 1,0 с интервал времени, в течение которого $\text{PNLT}(k)$ остается бóльшим или равным либо $\text{PNLTM} - 10$, либо 90, согласно случаям, указанным выше в пп. 4.5.1.1 – 4.5.1.3.

4.5.3 Чтобы получить удовлетворительную зависимость уровня воспринимаемого шума от времени, используются:

- а) полусекундные интервалы Δt или
- б) более короткий интервал при условии использования утвержденных пределов и констант.

4.5.4 Для расчета D по методике, указанной в п. 4.5.2, используются следующие значения T и Δt :

$$T = 10 \text{ с и} \\ \Delta t = 0,5 \text{ с.}$$

При этих значениях формула D принимает следующий вид:

$$D = 10 \log \left[\sum_{k=0}^{2d} \text{antilog} \frac{\text{PNLT}(k)}{10} \right] - \text{PNLTM} - 13,$$

где целое число d – продолжительность, определяемая точками, соответствующими значениям $\text{PNLTM} - 10$ или 90, в зависимости от рассматриваемого случая.

4.5.5 Если при расчете по методу, изложенному в п. 4.5.2, пределы $\text{PNLTM} - 10$ или 90 оказываются между рассчитанными величинами $\text{PNLT}(k)$ (обычно встречающиеся случаи), то значения $\text{PNLT}(k)$, определяющие границы интервала продолжительности, выбираются из величин $\text{PNLT}(k)$, ближайших к $\text{PNLTM} - 10$ или 90, в зависимости от обстоятельств.

4.6 Эффективный уровень воспринимаемого шума

Суммарное субъективное воздействие пролетающего самолета, обозначаемое "эффективный уровень воспринимаемого шума", EPNL, равно алгебраической сумме максимальной величины воспринимаемого уровня шума с поправкой на тональность, PNLTM, и поправки на продолжительность, D . Таким образом:

$$\text{EPNL} = \text{PNLTM} + D,$$

где PNLTM и D вычисляются в соответствии с методами, изложенными в разделах 4.2, 4.3, 4.4 и 4.5. Если поправка на продолжительность, D , является отрицательной и по абсолютной величине превышает $\text{PNLTM} - 90$, то D принимается равной $90 - \text{PNLTM}$.

5. ПРЕДСТАВЛЕНИЕ ДАННЫХ СЕРТИФИЦИРУЮЩЕМУ ОРГАНУ И КОРРЕКТИРОВКА ИЗМЕРЕННЫХ ДАННЫХ

5.1 Общие положения

Данные, представляющие собой физические измерения или поправки к измеренным данным, регистрируются в постоянной форме и прикладываются к записи, за тем исключением, что нет необходимости представлять поправки к измерениям на обычные отклонения характеристик аппаратуры. Все другие поправки утверждаются. Предпринимаются усилия свести к минимуму отдельные ошибки при каждой операции по получению окончательных данных.

5.2 Представление данных

5.2.1 Измеренные и скорректированные уровни звукового давления представляются в виде уровней третьоктавных полос, полученных с помощью аппаратуры, отвечающей Стандартам, изложенным в разделе 3 настоящего добавления.

5.2.2 Указывается тип аппаратуры, использованной для измерения и анализа всех акустических характеристик самолета и метеорологических данных.

5.2.3 Указываются следующие атмосферные данные об окружающей среде, измеренные непосредственно перед каждым испытанием, после и во время него в точках наблюдения, указанных выше в разделе 2 настоящего добавления:

- a) температура воздуха и относительная влажность;
- b) максимальная, минимальная и средняя скорости ветра;
- c) атмосферное давление.

5.2.4 Приводятся замечания по топографии местности, состоянию поверхности и другим факторам, которые могли бы отразиться на записи звука.

5.2.5 Приводится следующая информация о самолете:

- a) тип, модель и серийные номера (при наличии таковых) самолета и двигателей;
- b) габариты самолета и расположение двигателей;
- c) максимальная масса самолета при каждом испытании;
- d) конфигурация самолета, в том числе положение закрылков и шасси;
- e) приборная воздушная скорость в км/ч (уз);
- f) характеристики двигателя, в том числе номинальная величина тяги, перепады давления в двигателе, температуры выхлопной струи и скорость вращения вала вентилятора или компрессора, определенные бортовой аппаратурой или по данным изготовителя;

- г) относительная высота самолета, определенная не зависящим от самолетной аппаратуры методом, таким как радиолокационное сопровождение, метод теодолитной триангуляции или метод масштабного фотографирования, утвержденным сертифицирующим органом.

5.2.6 Скорость и местоположение самолета, а также характеристики работы двигателей записываются через утвержденные промежутки времени, достаточные для того, чтобы скорректировать их с исходными условиями сертификации по шуму, изложенными в этом разделе, и синхронизируются с измерением шума.

5.2.6.1 Представляются данные о боковом отклонении относительно продолжения осевой линии ВПП, конфигурации и полной массе.

5.3 Исходные условия сертификации по шуму

Данные о местоположении и характеристиках самолета, а также измерения шума приводятся к следующим исходным условиям сертификации по шуму:

а) метеорологические условия:

- 1) атмосферное давление на уровне моря 1013,25 гПа;
- 2) температура окружающего воздуха 25 °С, т. е. МСА + 10 °С, за тем исключением, что, по усмотрению сертифицирующего органа, может быть использована другая исходная температура окружающего воздуха, равная 15 °С, т. е. МСА;
- 3) относительная влажность 70 %;
- 4) штиль;

б) характеристики самолета:

- 1) максимальная взлетная и посадочная масса, при которой требуется осуществить сертификацию по шуму;
- 2) угол наклона глиссады 3°;
- 3) относительная высота самолета над точкой измерения шума при заходе на посадку 120 м (394 фут).

5.4 Корректировка данных

5.4.1 Данные по шуму приводятся к исходным условиям сертификации по шуму, как указано в п. 5.3. Измеренными атмосферными условиями считаются те условия, которые получены в соответствии с разделом 2 настоящего добавления. Требования к затуханию звука в атмосфере приводятся в разделе 8 настоящего добавления. Если применяется исходная температура окружающего воздуха 15 °С (см. п. 5.3 а) 2)), в уровни шума, полученные в точке измерения пролетного шума, вносится дополнительная поправка +1 EPNдБ.

5.4.2 Измеренная траектория полета корректируется на величину, равную разнице между траекториями, предусмотренными подающим заявку для условий испытаний, и траекториями для исходных условий сертификации по шуму.

Примечание. Необходимые поправки, относящиеся к траектории полета самолета или его характеристикам, могут быть определены и по другим утвержденным данным, помимо данных сертификационных испытаний.

5.4.2.1 Корректировка траектории полета для определения шума при заходе на посадку производится относительно фиксированной исходной относительной высоты и исходного угла глиссады. Поправка на эффективный уровень воспринимаемого уровня шума составляет менее 2 EPNдБ, чтобы учесть:

- а) случай, когда самолет не прошел точно над точкой измерения;
- б) разность между исходной относительной высотой и относительной высотой самолетной антенны ILS от точки измерения шума при заходе на посадку;
- в) разность между исходным углом глиссады и углом глиссады при испытаниях.

Примечание. Подробные требования относительно поправок изложены в разделе 9 настоящего добавления.

5.4.3 Результаты испытаний по конкретным измерениям неприемлемы, если разность между EPNL, подсчитанным на основании результатов измерений, и EPNL, приведенным к исходным условиям, превышает 15 EPNдБ.

5.4.4 Если уровни звукового давления от самолета не превышают уровней окружающего звукового давления по крайней мере на 10 дБ в любой третьоктавной полосе, вводятся утвержденные поправки, учитывающие долю уровней окружающего звукового давления в измеренном уровне звукового давления.

5.5 Действительность результатов

5.5.1 По результатам испытаний получают три средних значения EPNL и их 90-процентные доверительные пределы; каждая из этих величин является средней арифметической скорректированных акустических измерений всех действительных испытаний в соответствующей точке измерения (при взлете, заходе на посадку или на боковой линии). Если используется более одной акустической измерительной системы в какой-либо одной точке измерения (как, например, для симметричных измерительных точек на боковой линии), результирующие данные при каждом испытании усредняются до одного измерения.

5.5.2 Минимально допустимое количество измерений для каждой из трех измерительных точек равно 6. Проводится достаточно большое количество измерений, чтобы для каждого из трех средних сертифицируемых уровней шума статистически получить 90-процентный доверительный предел, не превышающий $\pm 1,5$ EPNдБ. Из процесса усреднения нельзя исключить ни одного результата испытаний без специального разрешения сертифицирующего органа.

5.5.3 Средние значения EPNL и их 90-процентные доверительные пределы, полученные вышеуказанным путем, являются теми величинами, по которым оцениваются шумовые характеристики самолета по отношению к критериям сертификации по шуму, и они сообщаются сертифицирующему органу.

6. ТЕРМИНОЛОГИЯ

6.1 Условные обозначения и единицы измерения

Примечание. Используемые в настоящем добавлении различные условные обозначения имеют указанные ниже значения. Подразумевается, что единицы измерения и значения условных обозначений в добавлении 2 могут несколько отличаться.

Обозначение	Единица измерения	Значение
antilog	—	Антилогарифм по основанию 10
$C(k)$	дБ	Поправка на тональность. Величина, которую следует прибавить к $PNL(k)$, чтобы учесть неравномерности спектра, такие как тона в k -е приращение времени
d	с	Продолжительность. Промежуток времени воздействия существенного шума, представляющий собой интервал времени между граничными значениями $t(1)$ и $t(2)$ с округлением до секунды
D	дБ	Поправка на продолжительность. Величина, которую следует прибавить к $PNLTM$, чтобы учесть продолжительность шума
EPNL	EPNdB	Эффективный уровень воспринимаемого шума. Значение PNL с учетом поправок на неравномерности спектра и продолжительность шума. (Единица EPNdB используется вместо единицы дБ)
$f(i)$	Гц	Частота. Средняя геометрическая частота i -й третьоктавной полосы
$F(i,k)$	дБ	Дельта – дБ. Разность между начальным уровнем звукового давления и конечным уровнем фонового звукового давления в i -й третьоктавной полосе в k -й промежуток времени
h	дБ	Вычитаемый уровень. Уровень, который следует вычесть из $PNLTM$, определяющего продолжительность шума
H	%	Относительная влажность. Относительная влажность окружающей атмосферы
i	—	Индекс частотной полосы. Числовой указатель, который обозначает какую-либо из 24 третьоктавных полос со среднегеометрическими частотами от 50 до 10 000 Гц
k	—	Индекс приращения времени. Числовой указатель, который обозначает число равных приращений времени, которые прошли с исходного нулевого момента
log	—	Логарифм по основанию 10
$\log n(a)$	—	Координата излома кривой шумности. Значение $\log n$ для точки пересечения прямых, выражающих зависимость SPL от $\log n$
$M(b)$, $M(c)$ и т. д.	—	Величина, обратная наклону кривой шумности. Величины, обратные наклонам прямых, выражающих зависимость SPL от $\log n$
n	ной	Воспринимаемая шумность. Воспринимаемая шумность в какой-либо момент времени в указанном частотном диапазоне
$n(i,k)$	ной	Воспринимаемая шумность. Воспринимаемая шумность в k -й момент времени в i -й третьоктавной полосе
$n(k)$	ной	Максимальная воспринимаемая шумность. Максимальное значение из всех 24 значений $n(i)$ в k -й момент времени
$N(k)$	ной	Суммарная воспринимаемая шумность. Суммарная воспринимаемая шумность в k -й момент времени, вычисленная по 24 мгновенным значениям $n(i, k)$
$p(b)$, $p(c)$ и т. д.	—	Наклон кривой шумности. Наклоны прямых, выражающих зависимость SPL от $\log n$
PNL	PNdB	Уровень воспринимаемого шума. Уровень воспринимаемого шума в любой момент времени. (Единица PNdB используется вместо единицы дБ)

Обозначение	Единица измерения	Значение
$PNL(k)$	PNдБ	Уровень воспринимаемого шума. Уровень воспринимаемого шума, вычисленный по 24 величинам $SPL(i, k)$ для k -го приращения времени. (Единица PNдБ используется вместо единицы дБ)
PNLM	PNдБ	Максимальный уровень воспринимаемого шума. Максимальное значение $PNL(k)$. (Единица PNдБ используется вместо единицы дБ)
PNLT	TPNдБ	Уровень воспринимаемого шума с поправкой на тональность. Значение PNL с поправкой на неравномерности спектра в любой момент времени. (Единица TPNдБ используется вместо единицы дБ)
$PNLT(k)$	TPNдБ	Уровень воспринимаемого шума с поправкой на тональность. Значение $PNL(k)$ с поправкой на неравномерности спектра, которые имеют место в k -е приращение времени. (Единица TPNдБ используется вместо единицы дБ)
PNLTM	TPNдБ	Максимальный уровень воспринимаемого шума с поправкой на тональность. Максимальное значение $PNLT(k)$. (Единица TPNдБ используется вместо единицы дБ)
$s(i, k)$	дБ	Наклон уровня звукового давления. Разность соседних уровней звукового давления в третьоктавной полосе в i -й полосе для k -го момента времени
$\Delta s(i, k)$	дБ	Изменение наклона уровня звукового давления
$s'(i, k)$	дБ	Скорректированный наклон уровня звукового давления. Разность соседних скорректированных уровней звукового давления в третьоктавной полосе в i -й полосе для k -го момента времени
$\bar{s}(i, k)$	дБ	Средний наклон уровня звукового давления
SPL	дБ относительно 20 мкПа	Уровень звукового давления. Уровень звукового давления в любой момент времени в указанном частотном диапазоне
$SPL(a)$	дБ относительно 20 мкПа	Координата излома кривой шумности. Значение SPL для точки пересечения прямых, выражающих зависимость SPL от $\log n$
$SPL(b)$ $SPL(c)$	дБ относительно 20 мкПа	Координата пересечения кривой шумности. Координаты пересечения оси SPL прямыми, выражающими зависимость SPL от $\log n$
$SPL(i, k)$	дБ относительно 20 мкПа	Уровень звукового давления. Уровень звукового давления в k -й момент времени в i -й третьоктавной полосе
$SPL'(i, k)$	дБ относительно 20 мкПа	Скорректированный уровень звукового давления. Первое приближение к уровню фоновому звукового давления в i -й третьоктавной полосе для k -го момента времени
$SPL(i)$	дБ относительно 20 мкПа	Максимальный уровень звукового давления. Уровень звукового давления в i -й третьоктавной полосе спектра для расчета PNLTM
$SPL(i)_c$	дБ относительно 20 мкПа	Скорректированный максимальный уровень звукового давления. Уровень звукового давления в i -й третьоктавной полосе спектра для расчета PNLTM с поправкой на поглощение звука в атмосфере
$SPL''(i, k)$	дБ относительно 20 мкПа	Окончательный уровень фонового звукового давления. Второе и последнее приближения к уровню фонового звукового давления в i -й третьоктавной полосе для k -го момента времени
t	с	Текущее время. Время от исходного момента отсчета
t_1, t_2	с	Граничные моменты времени. Начало и конец периода существенного шума, определяемого h
Δt	с	Приращение времени. Равные приращения времени, для которых рассчитываются $PNL(k)$ и $PNLT(k)$

Обозначение	Единица измерения	Значение
T	с	Нормирующая постоянная времени. Интервал времени, используемый в качестве базы в интегральном методе расчета поправок на продолжительность, в котором $T = 10$ с
$t(^{\circ}\text{C})$	$^{\circ}\text{C}$	Температура. Температура окружающей атмосферы
$\alpha(i)$	дБ/100 м	Атмосферное поглощение при испытаниях. Атмосферное затухание звука в i -й третьоктавной полосе при измеренных значениях атмосферной температуры и относительной влажности
$\alpha(i)_0$	дБ/100 м	Исходное атмосферное поглощение. Атмосферное затухание звука в i -й третьоктавной полосе при исходных значениях атмосферной температуры и относительной влажности
β	градусы	Угол первого участка установившегося набора высоты*
γ	градусы	Угол второго участка установившегося набора высоты**
δ	градусы	Углы дросселирования тяги. Углы, соответствующие точкам на траектории взлета, в которых соответственно начинается и кончается дросселирование тяги
ϵ	градусы	
η	градусы	Угол глиссады захода на посадку
η_r	градусы	Исходный угол глиссады захода на посадку
θ	градусы	Угол распространения шума при взлете. Угол между траекторией полета и путем распространения шума при взлете. Он одинаков для измеренной и скорректированной траекторий полета
λ	градусы	Угол распространения шума при заходе на посадку. Угол между траекторией полета и путем распространения шума при заходе на посадку. Он одинаков для измеренной и скорректированной траекторий полета
Δ_1	EPNdB	Поправка PNLТ. Поправка, которую следует прибавить к EPNL, вычисленному по измеренным данным, чтобы учесть изменения уровня шума, обусловленные различиями атмосферного поглощения и длины пути распространения шума при исходных условиях и условиях испытаний
Δ_2	EPNdB	Траекторная поправка на продолжительность шума. Поправка, которую следует прибавить к EPNL, вычисленному по измеренным данным, чтобы учесть изменения уровня шума, обусловленные продолжительностью вследствие различия абсолютной высоты пролета при исходных условиях и условиях испытаний
Δ_3	EPNdB	Поправка на массу. Поправка, которую следует прибавить к EPNL, вычисленному по измеренным данным, чтобы учесть изменения уровня шума, обусловленные различием между максимальной массой самолета и массой самолета при испытаниях
Δ_4	EPNdB	Поправка на угол глиссады захода на посадку. Поправка, которую следует прибавить к EPNL, вычисленному по измеренным данным, чтобы учесть изменения уровня шума, обусловленные различием между исходным углом глиссады и углом глиссады при испытаниях
Δ_{AB}	метры	Изменения параметров профиля взлета. Алгебраические изменения основных параметров, определяющих профиль взлета, обусловленные различиями между исходными условиями и условиями при испытаниях
$\Delta\beta$	градусы	
$\Delta\gamma$	градусы	
$\Delta\delta$	градусы	
$\Delta\epsilon$	градусы	

* Шасси убрано, скорость не менее $V_2 + 19$ км/ч ($V_2 + 10$ уз), тяга взлетная.** Шасси убрано, скорость не менее $V_2 + 19$ км/ч ($V_2 + 10$ уз) после дросселирования тяги.

6.2 Характерные точки профиля полета

Точка	Описание точки
A	Начало разбега при взлете
B	Точка отрыва самолета
C	Начало первого участка установившегося набора высоты
D	Начало дросселирования тяги
E	Начало второго участка установившегося набора высоты
E _c	Начало второго участка установившегося набора высоты на скорректированной траектории
F	Конец траектории взлета при сертификационных испытаниях по шуму
F _c	Конец скорректированной траектории взлета при сертификационных испытаниях по шуму
G	Начало траектории захода на посадку при сертификационных испытаниях по шуму
G _r	Начало исходной траектории захода на посадку при сертификационных испытаниях по шуму
H	Точка на траектории захода на посадку непосредственно над пунктом измерения шума
H _r	Точка на исходной траектории захода на посадку непосредственно над пунктом измерения шума
I	Начало выравнивания
I _r	Начало выравнивания на исходной траектории захода на посадку
J	Точка приземления
K	Точка измерения пролетного шума
L	Точка(и) измерения шума сбоку ВПП (не на линии пути)
M	Конец линии пути взлета при сертификационных испытаниях по шуму
N	Точка измерения шума при заходе на посадку
O	Посадочный порог ВПП
P	Начало линии пути захода на посадку при сертификационных испытаниях по шуму
Q	Точка на измеренной траектории взлета, соответствующая истинному PNLTM в пункте K. (См. п. 9.2.)
Q _c	Точка на скорректированной траектории взлета, соответствующая PNLTM в пункте K. (См. п. 9.2.)
R	Точка на измеренной траектории взлета, ближайшая к пункту K
R _c	Точка на скорректированной траектории взлета, ближайшая к пункту K
S	Точка на измеренной траектории захода на посадку, соответствующая PNLTM в пункте N
S _r	Точка на исходной траектории захода на посадку, соответствующая PNLTM в пункте N
T	Точка на измеренной траектории захода на посадку, ближайшая к пункту N
T _r	Точка на исходной траектории захода на посадку, ближайшая к пункту N
X	Точка на измеренной траектории взлета, соответствующая PNLTM в пункте L

6.3 Расстояния, связанные с профилем полета

Расстояние	Единица измерения	Описание
AB	метры	Длина разбега при взлете. Расстояние вдоль ВПП от начала разбега до точки отрыва
AK	метры	Расстояние до точки измерения шума при взлете. Расстояние от начала разбега вдоль продолжения осевой линии ВПП до пункта измерения шума при взлете
AM	метры	Длина линии пути при взлете. Расстояние от начала разбега вдоль продолжения осевой линии ВПП до точки на линии пути взлета, после которой нет необходимости регистрировать местоположение самолета

Расстояние	Единица измерения	Описание
KQ	метры	Измеренный путь распространения шума при взлете. Расстояние от пункта К до измеренного местоположения самолета Q
KQ _c	метры	Скорректированный путь распространения шума при взлете. Расстояние от пункта К до скорректированного местоположения самолета Q _c
KR	метры	Измеренное минимальное расстояние до траектории взлета. Расстояние от пункта К до точки R на измеренной траектории полета
KR _c	метры	Скорректированное минимальное расстояние до траектории взлета. Расстояние от пункта К до точки R _c на скорректированной траектории полета
LX	метры	Измеренный путь распространения шума на боковой линии. Расстояние от пункта L до измеренного местоположения самолета X
NH	метры (футы)	Высота самолета при заходе на посадку. Высота самолета над пунктом измерения шума при заходе на посадку
NH _r	метры (футы)	Исходная относительная высота захода на посадку. Относительная высота исходной траектории захода на посадку над пунктом измерения шума при заходе на посадку
NS	метры	Измеренный путь распространения шума при заходе на посадку. Расстояние от пункта N до измеренного местоположения самолета S
NS _r	метры	Скорректированный путь распространения шума при заходе на посадку. Расстояние от пункта N до исходного местоположения самолета S _r
NT	метры	Измеренное минимальное расстояние до траектории захода на посадку. Расстояние от пункта N до точки T на измеренной траектории полета
NT _r	метры	Скорректированное минимальное расстояние до траектории захода на посадку. Расстояние от пункта N до точки T _r на скорректированной территории полета
ON	метры	Расстояние до точки измерения шума при заходе на посадку. Расстояние от порога ВПП вдоль продолжения осевой линии ВПП до пункта измерения шума при заходе на посадку
OP	метры	Длина линии пути при заходе на посадку. Расстояние от порога ВПП вдоль продолжения осевой линии ВПП до точки на линии пути захода на посадку, после которой нет необходимости регистрировать местоположение самолета

7. МАТЕМАТИЧЕСКОЕ ОПИСАНИЕ ТАБЛИЦ НОЕВ

Примечание 1. Соотношение между уровнем звукового давления и воспринимаемой шумностью, приведенное в таблице A1-1, иллюстрируется на рис. A1-3. Зависимость SPL от $\log n$ для данной третьоктавной полосы выражается либо одной, либо двумя прямыми линиями в зависимости от диапазона частот. На рис. A1-3 а) приведен случай для частот ниже 400 Гц и выше 6300 Гц, для которого эта зависимость выражается двумя линиями, а на рис. A1-3 б) иллюстрируется случай с одной прямой для всех остальных частот.

Основными параметрами математического описания являются:

а) наклоны прямых линий $p(b)$ и $p(c)$;

b) точки пересечения этих линий с осью SPL, SPL(b) и SPL(c);

c) координаты точки излома, SPL(a) и $\log n(a)$.

Примечание 2. Математически это соотношение выражается следующим образом:

Случай 1. Рис. А1-3 а): $f < 400$ Гц,
 $f > 6300$ Гц;

$$\text{SPL}(a) = \frac{p(c) \text{SPL}(b) - p(b) \text{SPL}(c)}{p(c) - p(b)};$$

$$\log n(a) = \frac{\text{SPL}(c) - \text{SPL}(b)}{p(b) - p(c)};$$

a) $\text{SPL} < \text{SPL}(a)$;

$$n = \text{antilog} \frac{\text{SPL} - \text{SPL}(b)}{p(b)};$$

b) $\text{SPL} \geq \text{SPL}(a)$;

$$n = \text{antilog} \frac{\text{SPL} - \text{SPL}(c)}{p(c)};$$

c) $\log n < \log n(a)$;

$$\text{SPL} = p(b) \log n + \text{SPL}(b);$$

d) $\log n \geq \log n(a)$;

$$\text{SPL} = p(c) \log n + \text{SPL}(c).$$

Случай 2. Рис. А1-3 б): $400 \leq f \leq 6300$ Гц;

$$n = \text{antilog} \frac{\text{SPL} - \text{SPL}(c)}{p(c)};$$

$$\text{SPL} = p(c) \log n + \text{SPL}(c).$$

Примечание 3. Если величины, обратные наклонам, определяются следующим образом:

$$M(b) = 1/p(b),$$

$$M(c) = 1/p(c),$$

то формулы примечания 2 могут быть записаны в виде:

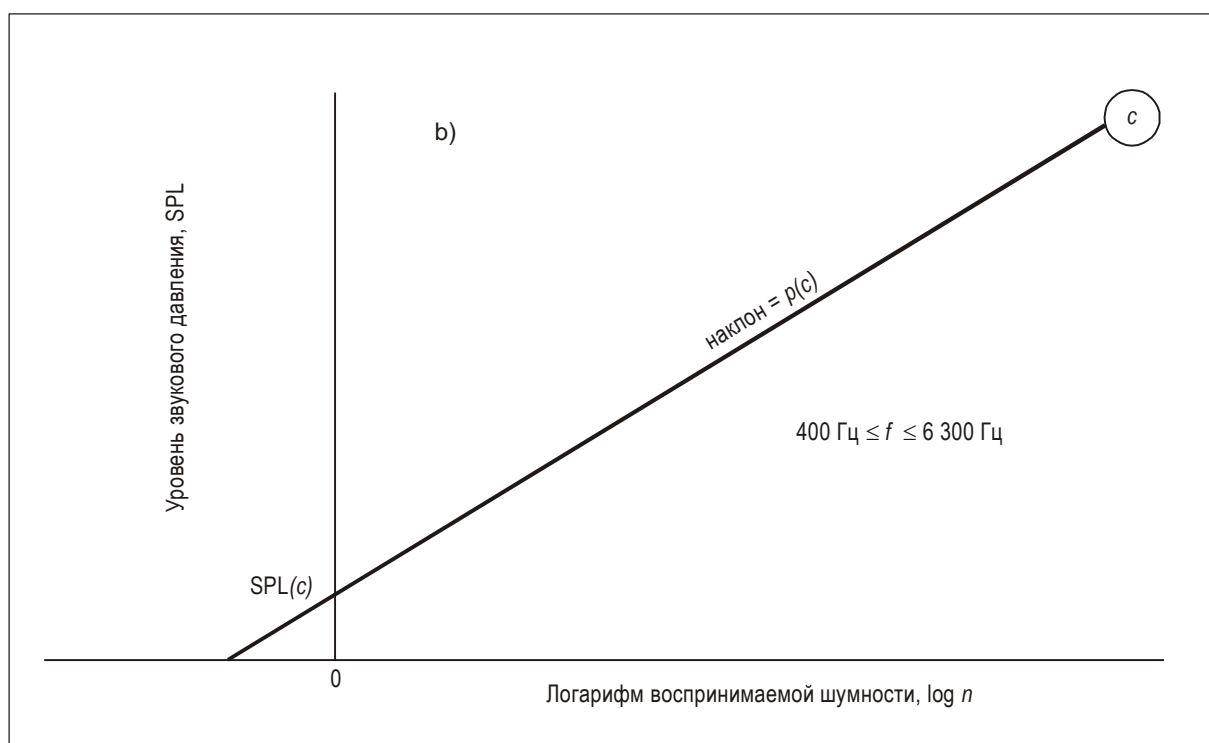
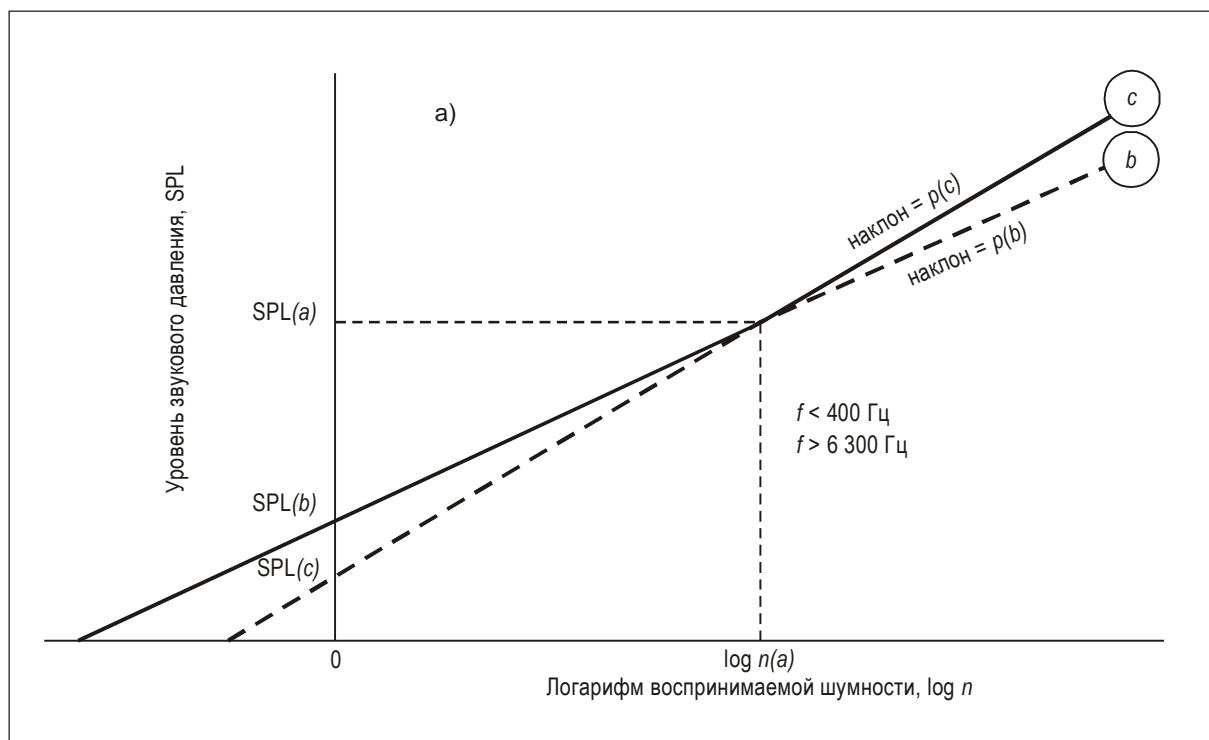


Рис. А1-3. Зависимость уровня звукового давления от воспринимаемой шумности

Таблица А1-4. Константы для математического описания шумности в ноях

Полоса (i)	f Гц	M(b)	SPL (b) дБ	SPL (a) дБ	M(c)	SPL (c) дБ
1	50	0,043478	64	91,0	0,030103	52
2	63	0,040570	60	85,9	↑	51
3	80	0,036831	56	87,3		49
4	100	”	53	79,9		47
5	125	0,035336	51	79,8		46
6	160	0,033333	48	76,0		45
7	200	”	46	74,0		43
8	250	0,032051	44	74,9		42
9	315	0,030675	42	94,6		41
10	400	—	—	—		40
11	500	—	—	—		40
12	630	—	—	—		40
13	800	—	—	—		40
14	1 000	—	—	—	↓	40
15	1 250	—	—	—	0,030103	38
16	1 600	—	—	—	0,029960	34
17	2 000	—	—	—	↑	32
18	2 500	—	—	—		30
19	3 150	—	—	—		29
20	4 000	—	—	—		29
21	5 000	—	—	—		30
22	6 300	—	—	—	↓	31
23	8 000	0,042285	37	44,3		34
24	10 000	0,042285	41	50,7	0,029960	37

Случай 1. Рис. А1-3 а): $f < 400$ Гц,
 $f > 6300$ Гц;

$$\text{SPL}(a) = \frac{M(b) \text{SPL}(b) - M(c) \text{SPL}(c)}{M(b) - M(c)};$$

$$\log n(a) = \frac{M(b) M(c) [\text{SPL}(c) - \text{SPL}(b)]}{M(c) - M(b)}.$$

$$a) \text{ SPL} < \text{SPL}(a);$$

$$n = \text{antilog } M(b) [\text{SPL} - \text{SPL}(b)];$$

$$b) \text{ SPL} \geq \text{SPL}(a);$$

$$n = \text{antilog } M(c) [\text{SPL} - \text{SPL}(c)];$$

$$c) \log n < \log n(a);$$

$$\text{SPL} = \frac{\log n}{M(b)} + \text{SPL}(b);$$

$$d) \log n \geq \log n(a);$$

$$\text{SPL} = \frac{\log n}{M(c)} + \text{SPL}(c).$$

Случай 2. Пус. А1-3 б): $400 \leq f \leq 6300$ Гц;

$$n = \text{antilog } M(c) [\text{SPL} - \text{SPL}(c)];$$

$$\text{SPL} = \frac{\log n}{M(c)} + \text{SPL}(c).$$

Примечание 4. В таблице А1-4 указаны значения основных констант, необходимых для определения уровня звукового давления в зависимости от воспринимаемой шумности.

8. ЗАТУХАНИЕ ЗВУКА В ВОЗДУХЕ

8.1 Атмосферное затухание звука определяется в соответствии с приведенной ниже методикой.

8.2 Соотношение между затуханием звука, частотой, температурой и влажностью выражается следующими формулами:

$$\alpha(i) = 10^{[2,05 \log(f_o/1000) + 1,1394 \times 10^{-3}\theta - 1,916984]} + \eta(\delta) \times 10^{[\log(f_o) + 8,42994 \times 10^{-3}\theta - 2,755624]},$$

$$\delta = \sqrt{\frac{1010}{f_o}} 10^{(\log H - 1,328924 + 3,179768 \times 10^{-2}\theta)} \times 10^{(-2,173716 \times 10^{-4}\theta^2 + 1,7496 \times 10^{-6}\theta^3)},$$

где $\eta(\delta)$ – определяется по таблице А1-5, а f_o – по таблице А1-6;

$\alpha(i)$ – коэффициент затухания в дБ/100 м;

θ – температура в °С;

H – относительная влажность.

8.3 Формулы в п. 8.2 удобно использовать при вычислениях с помощью ЭВМ. В остальных случаях используются определенные по формулам числовые величины, приведенные в таблицах А1-7 – А1-16.

Таблица А1-5

δ	η	δ	η
0,00	0,000	2,30	0,495
0,25	0,315	2,50	0,450
0,50	0,700	2,80	0,400
0,60	0,840	3,00	0,370
0,70	0,930	3,30	0,330
0,80	0,975	3,60	0,300
0,90	0,996	4,15	0,260
1,00	1,000	4,45	0,245
1,10	0,970	4,80	0,230
1,20	0,900	5,25	0,220
1,30	0,840	5,70	0,210
1,50	0,750	6,05	0,205
1,70	0,670	6,50	0,200
2,00	0,570	7,00	0,200
		10,00	0,200

Таблица А1-6

Центральная частота 1/3-октавных полос	f_o (Гц)	Центральная частота 1/3-октавных полос	f_o (Гц)
50	50	800	800
63	63	1 000	1 000
80	80	1 250	1 250
100	100	1 600	1 600
125	125	2 000	2 000
160	160	2 500	2 500
200	200	3 150	3 150
250	250	4 000	4 000
315	315	5 000	4 500
400	400	6 300	5 600
500	500	8 000	7 100
630	630	10 000	9 000

Таблица А1-7. Коэффициент затухания звука в дБ/100 м

Центральная частота полосы	Относительная влажность равна 10 %										
	Температура, °С										
Гц	-10	-5	0	5	10	15	20	25	30	35	40
50	0,1	0,1	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0
63	0,1	0,1	0,1	0,1	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0
80	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1	0,0	0,0	0,0	0,1	0,1	0,1
100	0,1	0,2	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1
125	0,2	0,2	0,2	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1
160	0,2	0,2	0,3	0,2	0,2	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1
200	0,2	0,3	0,3	0,3	0,2	0,2	0,1	0,1	0,1	0,1	0,2
250	0,2	0,4	0,4	0,4	0,3	0,3	0,2	0,2	0,2	0,2	0,2
315	0,2	0,4	0,5	0,6	0,5	0,4	0,3	0,2	0,2	0,2	0,2
400	0,3	0,5	0,7	0,8	0,6	0,5	0,4	0,3	0,3	0,3	0,3
500	0,3	0,5	0,8	1,0	0,9	0,7	0,6	0,5	0,4	0,4	0,4
630	0,3	0,6	0,9	1,2	1,2	1,0	0,9	0,7	0,6	0,5	0,5
800	0,4	0,6	1,0	1,5	1,7	1,5	1,2	1,0	0,8	0,7	0,6
1 000	0,4	0,7	1,2	1,8	2,1	2,0	1,7	1,4	1,2	1,0	0,9
1 250	0,4	0,8	1,3	2,1	2,6	2,8	2,4	2,0	1,7	1,4	1,2
1 600	0,5	0,9	1,4	2,3	3,3	3,8	3,4	2,9	2,4	2,0	1,7
2 000	0,6	1,0	1,6	2,6	3,9	4,7	4,7	4,1	3,4	2,8	2,3
2 500	0,7	1,1	1,8	2,9	4,5	5,8	6,4	5,6	4,8	4,0	3,3
3 150	0,8	1,2	2,0	3,2	5,1	7,1	8,3	7,7	6,8	5,7	4,8
4 000	0,9	1,4	2,3	3,6	5,7	8,5	10,5	11,0	9,6	8,3	6,9
5 000	1,0	1,6	2,4	3,8	6,1	9,2	11,7	12,8	11,3	9,9	8,3
6 300	1,3	1,9	2,8	4,3	6,8	10,4	14,2	16,4	15,5	13,7	11,7
8 000	1,6	2,3	3,4	5,0	7,7	11,8	17,0	20,8	22,0	19,4	16,8
10 000	2,1	2,9	4,1	6,0	8,9	13,4	19,9	25,9	29,5	27,2	24,1
12 500	2,9	3,7	5,0	7,1	10,3	15,3	22,7	31,2	36,9	37,6	33,4

Таблица А1-8. Коэффициент затухания звука в дБ/100 м

Центральная частота полосы	Относительная влажность равна 20 %										
	Температура, °C										
	–10	–5	0	5	10	15	20	25	30	35	40
Гц											
50	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0
63	0,1	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0
80	0,1	0,1	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,1	0,1	0,1
100	0,1	0,1	0,1	0,0	0,0	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1
125	0,2	0,1	0,1	0,1	0,0	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1
160	0,2	0,2	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1
200	0,3	0,2	0,2	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1	0,2
250	0,4	0,3	0,3	0,2	0,2	0,1	0,1	0,1	0,2	0,2	0,2
315	0,4	0,5	0,4	0,3	0,2	0,2	0,2	0,2	0,2	0,2	0,2
400	0,5	0,6	0,5	0,4	0,3	0,3	0,2	0,2	0,3	0,3	0,3
500	0,6	0,8	0,7	0,6	0,5	0,4	0,3	0,3	0,3	0,3	0,4
630	0,7	1,0	1,0	0,8	0,7	0,5	0,4	0,4	0,4	0,4	0,5
800	0,8	1,2	1,4	1,2	0,9	0,7	0,6	0,5	0,5	0,6	0,6
1 000	0,9	1,4	1,8	1,6	1,3	1,0	0,8	0,7	0,7	0,7	0,8
1 250	0,9	1,6	2,2	2,2	1,8	1,5	1,2	1,0	0,9	0,9	1,0
1 600	1,1	1,9	2,7	3,1	2,6	2,1	1,7	1,4	1,2	1,2	1,3
2 000	1,2	2,0	3,2	3,9	3,6	3,0	2,5	2,0	1,7	1,5	1,6
2 500	1,3	2,3	3,7	4,9	5,0	4,2	3,5	2,8	2,3	2,0	2,0
3 150	1,5	2,5	4,2	6,0	6,8	5,8	4,9	4,0	3,3	2,8	2,7
4 000	1,7	2,9	4,8	7,2	8,7	8,2	7,1	5,9	4,9	4,0	3,6
5 000	1,9	3,1	5,1	7,9	9,8	9,7	8,4	7,0	5,9	4,8	4,2
6 300	2,2	3,5	5,7	9,0	12,0	13,3	11,5	9,9	8,2	6,8	5,8
8 000	2,7	4,1	6,5	10,4	14,8	17,4	16,2	14,1	12,0	10,0	8,3
10 000	3,3	4,9	7,5	11,8	17,7	22,0	23,1	20,1	17,2	14,5	12,1
12 500	4,1	5,9	8,8	13,4	20,5	27,1	30,6	27,5	24,2	20,6	17,4

Таблица А1-9. Коэффициент затухания звука в дБ/100 м

Центральная частота полосы	Относительная влажность равна 30 %										
	Температура, °C										
	–10	–5	0	5	10	15	20	25	30	35	40
Гц											
50	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0
63	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0
80	0,1	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,1	0,1	0,1
100	0,1	0,1	0,0	0,0	0,0	0,0	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1
125	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1
160	0,2	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1
200	0,2	0,2	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1	0,2
250	0,3	0,2	0,2	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1	0,2	0,2	0,2
315	0,4	0,3	0,2	0,2	0,2	0,1	0,2	0,2	0,2	0,2	0,2
400	0,6	0,5	0,4	0,3	0,2	0,2	0,2	0,2	0,3	0,3	0,3
500	0,7	0,6	0,5	0,4	0,3	0,3	0,3	0,3	0,3	0,3	0,4
630	0,9	0,9	0,7	0,5	0,4	0,3	0,3	0,4	0,4	0,4	0,5
800	1,1	1,3	1,0	0,8	0,6	0,5	0,4	0,5	0,5	0,6	0,6
1 000	1,3	1,6	1,4	1,1	0,9	0,7	0,6	0,6	0,6	0,7	0,8
1 250	1,5	2,0	1,9	1,6	1,2	0,9	0,8	0,7	0,8	0,9	1,0
1 600	1,7	2,5	2,7	2,2	1,8	1,4	1,1	1,0	1,0	1,1	1,3
2 000	1,9	3,0	3,6	3,1	2,5	2,0	1,6	1,4	1,3	1,4	1,6
2 500	2,1	3,5	4,4	4,2	3,5	2,8	2,2	1,9	1,7	1,8	2,0
3 150	2,3	4,0	5,5	5,9	4,9	4,0	3,3	2,6	2,3	2,3	2,5
4 000	2,6	4,5	6,8	7,9	6,9	5,8	4,7	3,8	3,3	3,1	3,3
5 000	2,8	4,8	7,4	9,0	8,2	6,9	5,7	4,6	3,9	3,6	3,7
6 300	3,2	5,3	8,6	11,1	11,3	9,6	8,0	6,6	5,4	4,8	4,7
8 000	3,8	6,1	9,9	13,9	15,6	13,6	11,5	9,5	7,9	6,8	6,4
10 000	4,5	7,1	11,4	16,9	20,3	19,1	16,6	13,9	11,6	9,7	8,8
12 500	5,5	8,3	13,0	20,0	25,3	26,6	23,0	19,6	16,4	13,8	12,1

Таблица А1-10. Коэффициент затухания звука в дБ/100 м

Центральная частота полосы	Относительная влажность равна 40 %											
	Температура, °C											
	Гц	–10	–5	0	5	10	15	20	25	30	35	40
50	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0
63	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0
80	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,1	0,1	0,1
100	0,1	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1
125	0,1	0,1	0,0	0,0	0,0	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1
160	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1
200	0,2	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1	0,2
250	0,2	0,2	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1	0,2	0,2	0,2
315	0,3	0,2	0,2	0,1	0,1	0,1	0,1	0,2	0,2	0,2	0,2	0,2
400	0,5	0,4	0,3	0,2	0,2	0,2	0,2	0,2	0,2	0,3	0,3	0,3
500	0,6	0,5	0,4	0,3	0,2	0,2	0,2	0,3	0,3	0,3	0,3	0,4
630	0,9	0,7	0,5	0,4	0,3	0,3	0,3	0,3	0,4	0,4	0,4	0,5
800	1,2	1,0	0,8	0,6	0,4	0,4	0,4	0,4	0,5	0,5	0,6	0,6
1 000	1,4	1,4	1,1	0,8	0,6	0,5	0,5	0,5	0,6	0,6	0,7	0,8
1 250	1,8	1,9	1,5	1,2	0,9	0,7	0,7	0,7	0,7	0,8	0,9	1,0
1 600	2,1	2,6	2,1	1,7	1,3	1,0	0,9	0,9	0,9	1,0	1,1	1,3
2 000	2,5	3,2	2,9	2,4	1,9	1,5	1,2	1,2	1,2	1,3	1,4	1,6
2 500	2,8	4,0	4,1	3,3	2,6	2,1	1,7	1,6	1,6	1,7	1,8	2,0
3 150	3,2	4,9	5,6	4,7	3,8	3,0	2,4	2,1	2,1	2,1	2,3	2,5
4 000	3,6	5,9	7,2	6,5	5,4	4,3	3,5	3,0	3,0	2,8	3,0	3,3
5 000	3,8	6,3	8,1	7,7	6,5	5,2	4,2	3,5	3,5	3,3	3,4	3,7
6 300	4,3	7,2	10,0	10,7	9,0	7,3	6,0	4,9	4,9	4,4	4,3	4,7
8 000	5,0	8,3	12,3	14,4	12,6	10,6	8,7	7,1	6,1	6,1	5,8	6,2
10 000	5,8	9,5	14,8	18,4	17,8	15,2	12,7	10,5	8,8	8,8	8,1	8,1
12 500	6,9	10,9	17,2	22,9	24,7	21,2	17,8	14,9	12,4	12,4	10,9	10,6

Таблица А1-11. Коэффициент затухания звука дБ/100 м

Центральная частота полосы	Относительная влажность равна 50 %											
	Температура, °C											
	Гц	–10	–5	0	5	10	15	20	25	30	35	40
50	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0
63	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0
80	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,1	0,1	0,1
100	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1
125	0,1	0,0	0,0	0,0	0,0	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1
160	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1
200	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1	0,2
250	0,2	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1	0,2	0,2	0,2
315	0,3	0,2	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1	0,2	0,2	0,2	0,2	0,2
400	0,4	0,3	0,2	0,2	0,2	0,2	0,2	0,2	0,2	0,3	0,3	0,3
500	0,5	0,4	0,3	0,2	0,2	0,2	0,2	0,3	0,3	0,3	0,3	0,4
630	0,7	0,6	0,4	0,3	0,3	0,3	0,3	0,3	0,4	0,4	0,4	0,5
800	1,0	0,8	0,6	0,5	0,4	0,4	0,4	0,4	0,5	0,5	0,6	0,6
1 000	1,4	1,1	0,9	0,6	0,5	0,5	0,5	0,5	0,6	0,6	0,7	0,8
1 250	1,8	1,6	1,2	0,9	0,7	0,6	0,6	0,7	0,7	0,8	0,9	1,0
1 600	2,3	2,2	1,8	1,3	1,0	0,9	0,9	0,9	0,9	1,0	1,1	1,3
2 000	2,8	3,1	2,4	1,9	1,5	1,2	1,1	1,2	1,2	1,3	1,4	1,6
2 500	3,4	4,0	3,4	2,7	2,1	1,6	1,5	1,5	1,5	1,7	1,8	2,0
3 150	4,0	5,1	4,7	3,8	3,0	2,3	2,0	1,9	1,9	2,1	2,3	2,5
4 000	4,6	6,4	6,7	5,5	4,4	3,4	2,8	2,6	2,6	2,7	3,0	3,3
5 000	4,9	7,2	7,9	6,5	5,2	4,2	3,4	3,1	3,1	3,1	3,4	3,7
6 300	5,4	8,6	10,2	8,9	7,3	5,9	4,7	4,1	4,1	4,0	4,3	4,7
8 000	6,2	10,2	13,1	12,5	10,5	8,6	6,9	5,8	5,4	5,4	5,7	6,2
10 000	7,2	11,9	16,4	17,8	15,0	12,4	10,2	8,4	7,5	7,5	7,4	8,1
12 500	8,4	13,6	20,1	23,4	20,6	17,5	14,4	11,9	10,4	10,4	9,9	10,5

Таблица А1-12. Коэффициент затухания звука в дБ/100 м

Центральная частота полосы	Относительная влажность равна 60 %											
	Температура, °C											
	Гц	–10	–5	0	5	10	15	20	25	30	35	40
50	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0
63	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0
80	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,1	0,1	0,1
100	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1
125	0,1	0,0	0,0	0,0	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1
160	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1
200	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1	0,2
250	0,2	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1	0,2	0,2	0,2
315	0,2	0,2	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1	0,2	0,2	0,2	0,2	0,2
400	0,3	0,2	0,2	0,2	0,2	0,2	0,2	0,2	0,2	0,3	0,3	0,3
500	0,5	0,3	0,2	0,2	0,2	0,2	0,2	0,3	0,3	0,3	0,3	0,4
630	0,6	0,5	0,3	0,3	0,3	0,3	0,3	0,3	0,4	0,4	0,4	0,5
800	0,9	0,7	0,5	0,4	0,4	0,4	0,4	0,4	0,5	0,5	0,6	0,6
1 000	1,2	1,0	0,7	0,5	0,5	0,5	0,5	0,5	0,6	0,6	0,7	0,8
1 250	1,7	1,3	1,0	0,7	0,6	0,6	0,6	0,7	0,7	0,8	0,9	1,0
1 600	2,3	1,9	1,5	1,1	0,9	0,9	0,8	0,9	0,9	1,0	1,1	1,3
2 000	2,9	2,6	2,1	1,6	1,2	1,2	1,1	1,1	1,2	1,3	1,4	1,6
2 500	3,6	3,6	2,9	2,2	1,7	1,7	1,4	1,4	1,5	1,7	1,8	2,0
3 150	4,4	5,0	4,1	3,2	2,5	2,5	2,0	1,8	1,9	2,1	2,3	2,5
4 000	5,3	6,6	5,7	4,6	3,6	3,6	2,8	2,5	2,5	2,7	3,0	3,3
5 000	5,8	7,4	6,8	5,5	4,3	4,3	3,4	2,9	2,9	3,1	3,4	3,7
6 300	6,6	9,2	9,3	7,7	6,1	6,1	4,9	4,0	3,8	4,0	4,3	4,7
8 000	7,6	11,4	13,0	10,9	8,9	8,9	7,2	5,8	5,2	5,2	5,7	6,2
10 000	8,7	13,8	16,9	15,3	12,8	12,8	10,4	8,5	7,3	7,0	7,4	8,1
12 500	10,0	16,1	21,1	21,2	18,0	18,0	14,8	12,2	10,2	9,5	9,6	10,5

Таблица А1-13. Коэффициент затухания звука в дБ/100 м

Центральная частота полосы	Относительная влажность равна 70 %											
	Температура, °C											
	Гц	−10	−5	0	5	10	15	20	25	30	35	40
50	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0
63	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0
80	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,1	0,1	0,1
100	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1
125	0,0	0,0	0,0	0,0	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1
160	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1
200	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1	0,2	0,1	0,1	0,1	0,2
250	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1	0,2	0,1	0,2	0,2	0,2
315	0,2	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1	0,2	0,2	0,2	0,2	0,2
400	0,3	0,2	0,2	0,2	0,2	0,2	0,2	0,2	0,2	0,3	0,3	0,3
500	0,4	0,3	0,2	0,2	0,2	0,2	0,2	0,3	0,3	0,3	0,4	0,4
630	0,6	0,4	0,3	0,3	0,3	0,3	0,3	0,3	0,4	0,4	0,4	0,5
800	0,8	0,6	0,4	0,4	0,4	0,4	0,4	0,4	0,5	0,5	0,6	0,6
1 000	1,1	0,8	0,6	0,5	0,4	0,4	0,5	0,5	0,6	0,7	0,7	0,8
1 250	1,5	1,1	0,9	0,7	0,6	0,6	0,6	0,7	0,7	0,8	0,9	1,0
1 600	2,1	1,7	1,2	0,9	0,8	0,8	0,8	0,9	1,0	1,0	1,1	1,3
2 000	2,9	2,3	1,8	1,3	1,0	1,0	1,1	1,2	1,2	1,3	1,4	1,6
2 500	3,7	3,2	2,5	1,9	1,5	1,3	1,4	1,4	1,5	1,7	1,8	2,0
3 150	4,6	4,4	3,5	2,7	2,1	1,8	1,8	1,8	1,9	2,1	2,3	2,5
4 000	5,7	6,3	5,1	4,0	3,1	2,5	2,3	2,3	2,5	2,7	3,0	3,3
5 000	6,3	7,3	6,0	4,7	3,7	3,0	2,7	2,7	2,9	3,1	3,4	3,7
6 300	7,5	9,3	8,2	6,6	5,2	4,2	3,6	3,6	3,6	4,0	4,3	4,7
8 000	8,8	11,8	11,6	9,5	7,6	6,1	5,1	4,9	4,9	5,2	5,7	6,2
10 000	10,2	14,8	16,4	13,7	11,1	9,0	7,4	6,8	6,8	6,8	7,4	8,1
12 500	11,6	18,0	21,4	18,8	15,7	12,8	10,5	9,2	9,2	9,0	9,6	10,5

Таблица А1-14. Коэффициент затухания звука в дБ/100 м

Центральная частота полосы	Относительная влажность равна 80 %											
	Температура, °C											
	Гц	–10	–5	0	5	10	15	20	25	30	35	40
50	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0
63	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0
80	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,1	0,1	0,1
100	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1
125	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1
160	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1
200	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1	0,2
250	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1	0,2	0,2	0,2
315	0,2	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1	0,2	0,2	0,2	0,2	0,2
400	0,2	0,2	0,1	0,2	0,2	0,2	0,2	0,2	0,2	0,3	0,3	0,3
500	0,3	0,2	0,2	0,2	0,2	0,2	0,2	0,3	0,3	0,3	0,3	0,4
630	0,5	0,3	0,3	0,2	0,3	0,3	0,3	0,3	0,4	0,4	0,4	0,5
800	0,7	0,5	0,4	0,3	0,3	0,3	0,4	0,4	0,5	0,5	0,6	0,6
1 000	1,0	0,7	0,5	0,4	0,4	0,4	0,5	0,5	0,6	0,6	0,7	0,8
1 250	1,3	1,0	0,7	0,6	0,6	0,6	0,6	0,7	0,7	0,8	0,9	1,0
1 600	1,9	1,5	1,1	0,8	0,7	0,7	0,8	0,9	0,9	1,0	1,1	1,3
2 000	2,6	2,0	1,5	1,1	1,0	1,0	1,0	1,1	1,2	1,3	1,4	1,6
2 500	3,6	2,9	2,2	1,6	1,3	1,3	1,3	1,4	1,5	1,7	1,8	2,0
3 150	4,7	4,0	3,1	2,4	1,9	1,9	1,7	1,8	1,9	2,1	2,3	2,5
4 000	5,9	5,6	4,5	3,4	2,7	2,7	2,3	2,3	2,5	2,7	3,0	3,3
5 000	6,6	6,6	5,3	4,1	3,2	3,2	2,7	2,6	2,8	3,1	3,4	3,7
6 300	8,1	9,1	7,4	5,9	4,6	4,6	3,7	3,4	3,6	4,0	4,3	4,7
8 000	9,8	12,0	10,4	8,4	6,7	6,7	5,4	4,8	4,8	5,2	5,7	6,2
10 000	11,5	15,3	14,8	12,2	9,8	9,8	7,8	6,7	6,4	6,8	7,4	8,1
12 500	13,3	18,9	20,5	17,0	13,9	13,9	11,3	9,4	8,7	8,9	9,6	10,5

Таблица А1-15. Коэффициент затухания звука в дБ/100 м

Центральная частота полосы	Относительная влажность равна 90 %											
	Температура, °C											
	Гц	−10	−5	0	5	10	15	20	25	30	35	40
50	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0
63	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0
80	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,1	0,1	0,1
100	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1
125	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1
160	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1
200	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1	0,2
250	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1	0,2	0,2	0,2
315	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1	0,2	0,2	0,2	0,2	0,2
400	0,2	0,2	0,1	0,2	0,2	0,2	0,2	0,2	0,2	0,3	0,3	0,3
500	0,3	0,2	0,2	0,2	0,2	0,2	0,2	0,3	0,3	0,3	0,3	0,4
630	0,4	0,3	0,2	0,2	0,2	0,3	0,3	0,3	0,4	0,4	0,4	0,5
800	0,6	0,4	0,3	0,3	0,3	0,3	0,4	0,4	0,5	0,5	0,6	0,6
1 000	0,9	0,6	0,5	0,4	0,4	0,4	0,5	0,5	0,6	0,6	0,7	0,8
1 250	1,2	0,9	0,6	0,5	0,6	0,6	0,6	0,7	0,7	0,8	0,9	1,0
1 600	1,7	1,3	0,9	0,7	0,7	0,7	0,8	0,9	0,9	1,0	1,1	1,3
2 000	2,4	1,8	1,3	1,0	0,9	0,9	1,0	1,1	1,2	1,3	1,4	1,6
2 500	3,3	2,6	1,9	1,4	1,2	1,2	1,3	1,4	1,5	1,7	1,8	2,0
3 150	4,6	3,6	2,8	2,1	1,7	1,7	1,6	1,8	1,9	2,1	2,3	2,5
4 000	6,0	5,1	4,0	3,0	2,4	2,4	2,2	2,3	2,5	2,7	3,0	3,3
5 000	6,7	6,0	4,8	3,7	2,9	2,9	2,6	2,6	2,8	3,1	3,4	3,7
6 300	8,3	8,3	6,7	5,2	4,0	4,0	3,4	3,3	3,6	4,0	4,3	4,7
8 000	10,4	11,7	9,5	7,6	6,0	6,0	4,9	4,5	4,8	5,2	5,7	6,2
10 000	12,6	15,4	13,5	11,0	8,8	8,8	7,1	6,3	6,3	6,8	7,4	8,1
12 500	14,8	19,4	18,6	15,4	12,4	12,4	10,1	8,7	8,3	8,9	9,6	10,5

Таблица А1-16. Коэффициент затухания звука в дБ/100 м

Центральная частота полосы	Относительная влажность равна 100 %											
	Температура, °C											
	Гц	–10	–5	0	5	10	15	20	25	30	35	40
50	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0
63	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0
80	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,1	0,1	0,1
100	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1
125	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1
160	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1
200	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1	0,2
250	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1	0,2	0,2	0,2
315	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1	0,2	0,2	0,2	0,2	0,2
400	0,2	0,1	0,1	0,2	0,2	0,2	0,2	0,2	0,2	0,3	0,3	0,3
500	0,3	0,2	0,2	0,2	0,2	0,2	0,2	0,3	0,3	0,3	0,3	0,4
630	0,4	0,3	0,2	0,2	0,3	0,3	0,3	0,3	0,4	0,4	0,4	0,5
800	0,6	0,4	0,3	0,3	0,3	0,3	0,4	0,4	0,5	0,5	0,6	0,6
1 000	0,8	0,6	0,4	0,4	0,4	0,4	0,5	0,5	0,6	0,6	0,7	0,8
1 250	1,1	0,8	0,6	0,5	0,6	0,6	0,6	0,7	0,7	0,8	0,9	1,0
1 600	1,6	1,2	0,8	0,7	0,7	0,7	0,8	0,9	0,9	1,0	1,1	1,3
2 000	2,2	1,6	1,2	0,9	0,9	0,9	1,0	1,1	1,2	1,3	1,4	1,6
2 500	3,0	2,3	1,7	1,3	1,2	1,2	1,3	1,4	1,5	1,7	1,8	2,0
3 150	4,2	3,3	2,5	1,9	1,6	1,6	1,6	1,8	1,9	2,1	2,3	2,5
4 000	5,9	4,7	3,6	2,7	2,2	2,2	2,1	2,3	2,5	2,7	3,0	3,3
5 000	6,8	5,6	4,3	3,3	2,6	2,6	2,4	2,6	2,8	3,1	3,4	3,7
6 300	8,5	7,6	6,0	4,7	3,7	3,7	3,3	3,3	3,6	4,0	4,3	4,7
8 000	10,7	10,8	8,7	6,8	5,3	5,3	4,5	4,4	4,8	5,2	5,7	6,2
10 000	13,3	15,1	12,5	10,0	7,9	7,9	6,5	6,0	6,3	6,8	7,4	8,1
12 500	16,0	19,5	17,2	14,0	11,3	11,3	9,2	8,2	8,2	8,9	9,6	10,5

9. ПОДРОБНАЯ МЕТОДИКА КОРРЕКТИРОВКИ

9.1 Введение

9.1.1 Если условия сертификационных испытаний по шуму не идентичны исходным условиям сертификации по шуму, в значение EPNL, подсчитанное на основании результатов измерений, вносятся соответствующие поправки по методике, оговоренной в данном разделе.

Примечание 1. Расхождения между исходными условиями и условиями испытаний, которые вызывают необходимость внесения поправок, могут быть результатом следующих моментов:

- a) атмосферное поглощение звука в условиях испытания отличается от исходного;
- b) траектория полета при испытаниях отличается по высоте от исходной;
- c) масса самолета при испытаниях отличается от максимальной.

Примечание 2. Если атмосферное поглощение звука в условиях испытаний меньше исходного, а также если траектория полета при испытаниях имеет меньшую абсолютную высоту, чем исходная траектория, может появиться отрицательная поправка.

Взлетная траектория при испытаниях может проходить на большей абсолютной высоте по сравнению с исходной траекторией, если метеорологические условия обеспечивают улучшение летных характеристик самолета

(эффект "холодного дня"). Напротив, эффект "жаркого дня" может привести к тому, что взлетная траектория при испытаниях будет ниже по абсолютной высоте, чем исходная траектория полета. Траектория захода на посадку при испытаниях может проходить на большей или меньшей абсолютных высотах, чем исходная траектория полета, независимо от метеорологических условий.

9.1.2 Величины измеренного шума соответствующим образом приводятся к исходным условиям либо по изложенной ниже методике коррекции, либо по интегральной программе, которая утверждается в качестве эквивалентной.

9.1.2.1 Методика коррекции заключается в том, что к значению EPNL, подсчитанному таким образом, как будто испытания проводились полностью при исходных условиях сертификации по шуму, алгебраически прибавляется одна или несколько величин.

9.1.2.2 Профили полета определяются для взлета и посадки, а также для исходных условий и для условий испытаний. Методика испытаний требует записи звука и траектории полета вместе с синхронизирующим сигналом времени, по которым может быть вычислен профиль полета при испытании, включая местоположение самолета, в отношении которого в пункте измерения шума регистрируется PNLTМ. Для взлета профиль полета, приведенный к исходным условиям, определяется на основании данных, утвержденных сертифицирующим органом.

Примечание. Для захода на посадку исходный профиль определяется по исходным условиям, указанным в п. 5.3.

9.1.2.3 Для условий испытаний и исходных условий определяются несовпадающие длины пути распространения шума от самолета до пункта измерения, соответствующие PNLTМ. Затем величины SPL в спектре PNLTМ корректируются, чтобы учесть следующие факторы:

- a) изменение атмосферного поглощения звука;
- b) влияние атмосферного поглощения звука на изменение длины пути распространения шума;
- c) влияние закона обратной квадратичной зависимости на изменение длины пути распространения шума.

9.1.2.4 Затем скорректированные величины SPL преобразуются в PNLT, из которого вычитается PNLTМ.

Примечание. Эта разность представляет собой поправку, которую необходимо алгебраически добавить к значению EPNL, подсчитанному на основании результатов измерений.

9.1.3 Для определения поправки на продолжительность шума в результате изменения абсолютной высоты пролета самолета вычисляются и используются минимальные расстояния от профиля полета при испытаниях и исходного профиля полета до пункта измерения шума. Поправка на продолжительность алгебраически добавляется к значению EPNL, подсчитанному на основании результатов измерений.

9.1.4 На основании представленных изготовителем данных (утвержденных сертифицирующим органом) в форме графиков, таблиц и какой-либо другой форме, выражающих зависимость EPNL от взлетной массы, а также от посадочной массы, определяются поправки, которые необходимо алгебраически прибавить к значению EPNL, подсчитанному на основании результатов измерений, для того чтобы учесть изменения уровня шума, обусловленные различием между максимальными взлетной и посадочной массами и массой самолета при испытаниях.

9.1.5 На основании представленных изготовителем данных (утвержденных сертифицирующим органом) в форме графиков, таблиц или какой-либо другой форме, выражающих зависимость EPNL от угла глиссады, определяются поправки, которые необходимо алгебраически прибавить к значению EPNL, подсчитанному на основании результатов измерений, для того чтобы учесть изменения уровня шума, обусловленные различием между исходным углом захода на посадку и углом захода на посадку при испытаниях.

9.2 Профили взлета

Примечание:

- a) На рис. A1-4 показан типичный профиль взлета. Самолет начинает разбег в точке А, производит отрыв в точке В, и в точке С начинается первый участок установившегося набора высоты под углом β . Уменьшение тяги с целью снижения шума начинается в точке D и завершается в точке Е, от которой начинается второй участок установившегося набора высоты под углом γ (обычно выражается градиентом в процентах).
- b) Концом траектории взлета при сертификации по шуму является местоположение самолета в точке F, вертикальной проекцией которой на линию пути (продолжение осевой линии ВПП) является точка М. Местоположение самолета регистрируется на дистанции АМ, которая составляет не менее 11 км (6 м. миль).
- c) В точке К расположен пункт измерения шума при взлете, и расстояние АК является установленным расстоянием измерения при взлете. В точке L расположен пункт измерения шума сбоку от ВПП, находящийся на линии, параллельной осевой линии ВПП, и на определенном удалении от нее, где уровень шума при взлете является максимальным.
- d) Режимы тяги после уменьшения тяги, если такая процедура применяется, при испытательных условиях являются таковыми, чтобы обеспечить по крайней мере минимальный сертификационный градиент при исходных условиях атмосферы и при исходной массе.
- e) Профиль взлета определяется следующими пятью параметрами: длиной разбега при взлете АВ; углом первого участка установившегося набора высоты β ; углом второго участка установившегося набора высоты γ ; и углами начала и завершения уменьшения тяги δ и ϵ . Эти пять параметров зависят от характеристик самолета, массы и атмосферных условий (температуры окружающей среды, давления и скорости ветра). Если атмосферные условия при испытаниях не эквивалентны исходным атмосферным условиям, соответствующие параметры профиля полета при испытаниях и параметры исходного профиля будут различными, как это показано на рис. A1-5. Изменения параметров профиля (обозначенные как ΔAB , $\Delta\beta$, $\Delta\gamma$, $\Delta\delta$ и $\Delta\epsilon$) могут быть получены на основании представленных изготовителем данных (утвержденных сертифицирующим органом) и используются для определения профиля полета, приведенного к исходным атмосферным условиям, при этом масса самолета остается такой же, какой она была при испытании. Отношения между измеренным профилем взлета и скорректированным профилем взлета можно использовать для определения поправок, которые вносятся в значение EPNL, подсчитанное на основании результатов измерений.
- f) На рис. A1-6 показаны участки измеренной и скорректированной траекторий взлета и основные геометрические параметры, влияющие на распространение звука. EF представляет собой второй измеренный участок установившегося набора высоты с углом γ , а $E_c F_c$ – второй скорректированный участок установившегося набора высоты при другой абсолютной высоте и при другом угле набора высоты, который равняется $\gamma + \Delta\gamma$.
- g) Точка Q представляет собой местоположение самолета на измеренной траектории взлета, в отношении которой в пункте измерения шума К регистрируется значение PNLTM, а Q_c представляет собой соответствующее местоположение на скорректированной траектории. Измеренный и скорректированный пути распространения шума обозначены соответственно как KQ и KQ_c , и они, как предполагается, образуют одинаковый угол θ с соответствующими траекториями. Предположение о том, что угол θ является одинаковым, не во всех случаях может оказаться верным. Методика будет уточняться. Однако для данного применения этой методики испытаний какие-либо различия считаются незначительными.

- h) Точка R представляет собой точку на измеренной траектории взлета, ближайшую к пункту измерения шума K, а R_c является соответствующим местоположением на скорректированной траектории. Минимальные расстояния до измеренной и скорректированной траекторий обозначены соответственно линиями KR и KR_c , которые перпендикулярны соответствующим траекториям полета.

Если во время пролета зарегистрированы две максимальные величины PNLT, которые отличаются друг от друга менее чем на 2 ТPNдБ, для подсчета EPNL при исходных условиях используется тот уровень шума, который после приведения к исходным условиям дает большую величину. В этом случае точка, соответствующая второму максимальному значению, определяется на скорректированной траектории полета путем использования представленных изготовителем утвержденных данных.

9.3 Профили захода на посадку

Примечание:

- a) На рис. A1-7 показан типичный профиль захода на посадку. Началом профиля захода на посадку при сертификации по шуму является местоположение самолета в точке G, вертикальной проекцией которой на линию пути (продолжение осевой линии ВПП) является точка P. Местоположение самолета регистрируется на дистанции PO от порога ВПП O, которая составляет не менее 7,4 км (4 м. мили).
- b) Самолет заходит на посадку под углом η , пролетает над пунктом измерения шума N на высоте NH, начинает выравнивание в точке I и приземляется в точке J.
- c) Профиль захода на посадку определяется углом глиссады η и высотой NH, которые зависят от условий пилотирования самолета, контролируемых пилотом. Если параметры измеренного профиля захода на посадку отличаются от соответствующих параметров исходного профиля захода на посадку, в значение EPNL, подсчитанное на основании результатов измерений, вносятся поправки (рис. A1-8).
- d) На рис. A1-9 показаны участки измеренной и исходной траекторий захода на посадку и основные геометрические параметры, влияющие на распространение звука. GI представляет собой измеренную траекторию захода на посадку с углом η , а G_I – исходную траекторию захода на посадку при исходной абсолютной высоте и при исходном угле глиссады η_r .
- e) Точка S представляет собой местоположение самолета на измеренной траектории захода на посадку, в отношении которой в пункте измерения шума N регистрируется PNLT_M, а S_r является соответствующей точкой на исходной траектории захода на посадку. Измеренный и скорректированный пути распространения шума обозначены соответственно как NS и NS_r ; они образуют одинаковый угол λ с соответствующими траекториями полета.
- f) Точка T представляет собой точку на измеренной траектории захода на посадку, ближайшую к пункту измерения шума N, а T_r является соответствующей точкой на исходной траектории захода на посадку. Минимальные расстояния до измеренной и исходной траекторий полета обозначены соответственно линиями NT и NT_r , которые перпендикулярны соответствующим траекториям полета.

9.4 Поправки PNLT

9.4.1 Если окружающие атмосферные условия по температуре и относительной влажности отличаются от исходных условий и/или когда измеренные траектории взлета и захода на посадку отличаются от соответствующих исходных траекторий полета, в значения EPNL, подсчитанные на основании результатов измерений, вносятся поправки. Эти поправки рассчитываются, как указано ниже.

9.4.1.1 Взлет

9.4.1.1.1 Если в качестве примера взять типичную траекторию взлета, показанную на рис. А1-6, спектр PNLTМ, зарегистрированный в пункте К в отношении самолета в точке Q, раскладывается на его отдельные значения $SPL(i)$. Ряд скорректированных значений подсчитывается следующим образом:

$$SPL(i)_c = SPL(i) + 0,01[\alpha(i) - \alpha(i)_o] KQ + 0,01 \alpha(i)_o(KQ - KQ_c) + 20 \log (KQ/KQ_c),$$

где:

- выражение $0,01 [\alpha(i) - \alpha(i)_o] KQ$ учитывает влияние изменения атмосферного поглощения звука, при этом $\alpha(i)$ и $\alpha(i)_o$ представляют собой соответственно коэффициенты поглощения звука в условиях испытаний и исходных условиях в i -й третьоктавной полосе, а KQ – измеренный путь распространения шума при взлете;
- выражение $0,01 \alpha(i)_o (KQ - KQ_c)$ учитывает влияние атмосферного поглощения звука на изменение длины пути распространения шума, при этом KQ_c представляет собой скорректированный путь распространения шума при взлете;
- выражение $20 \log (KQ/KQ_c)$ учитывает влияние закона обратной квадратичной зависимости на изменение длины пути распространения шума.

9.4.1.1.2 Затем скорректированные значения $SPL(i)_c$ преобразуются в PNLT, и по следующей формуле вычисляется поправочный член:

$$\Delta_1 = PNLT - PNLTМ,$$

представляющий собой поправку, которую необходимо алгебраически суммировать со значением EPNL, рассчитанным на основании результатов измерений.

9.4.1.2 Заход на посадку

Аналогичная методика применяется в отношении траектории захода на посадку за тем исключением, что величины $SPL(i)_c$ следующим образом связаны с путями распространения шума при заходе на посадку, показанными на рис. А1-9:

$$SPL(i)_c = SPL(i) + 0,01[\alpha(i) - \alpha(i)_o] NS + 0,01 \alpha(i)_o(NS - NS_r) + 20 \log (NS/NS_r),$$

где NS и NS_r – соответственно измеренный и исходный пути распространения шума при взлете. Далее применяется методика, аналогичная той, которая применяется в отношении траектории взлета.

9.4.1.3 Измерения сбоку от ВПП

Аналогичная методика применяется в отношении траектории при измерении шума сбоку от ВПП за тем исключением, что величины $SPL(i)_c$ связаны только с измеренным боковым путем распространения шума следующим образом:

$$SPL(i)_c = SPL(i) + 0,01[\alpha(i) - \alpha(i)_o] LX,$$

где LX – измеренный боковой путь распространения шума от пункта L (рис. А1-4) до точки X, в которой находится самолет и в отношении которой в пункте L регистрируются значения PNLTМ. В данном случае применяется лишь поправочный член, учитывающий влияние изменения атмосферного поглощения звука. В отношении траектории полета при измерении шума сбоку от ВПП разница между измеренной и скорректированной длиной пути распространения шума считается настолько малой, что ее можно не принимать во внимание. Далее применяется методика, аналогичная той, которая применяется в отношении траектории взлета.

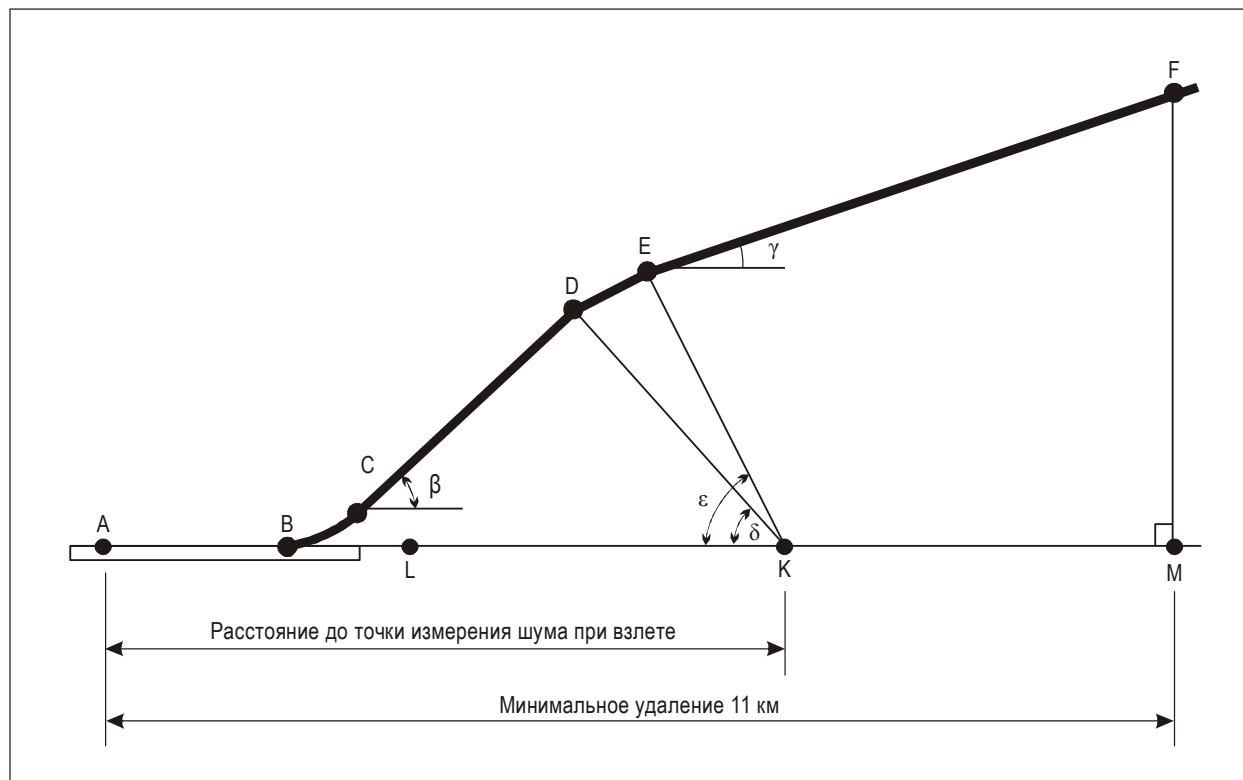


Рис. А1-4. Измеренный профиль взлета

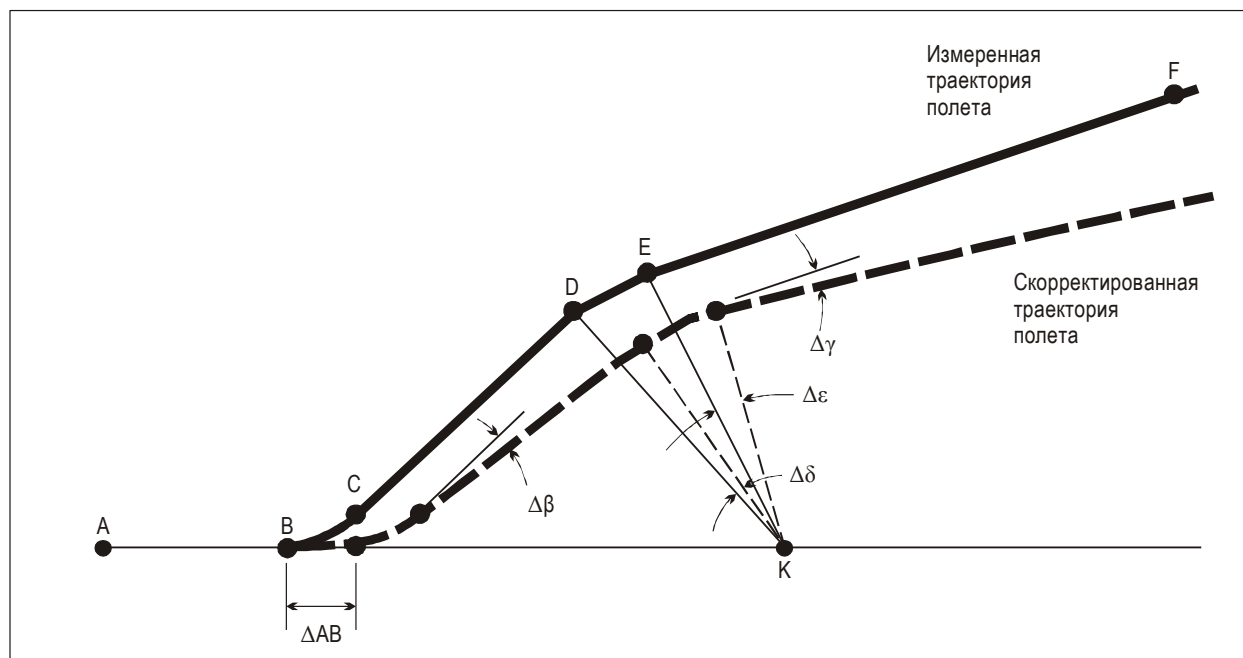


Рис. А1-5. Сравнение измеренного и скорректированного профилей взлета

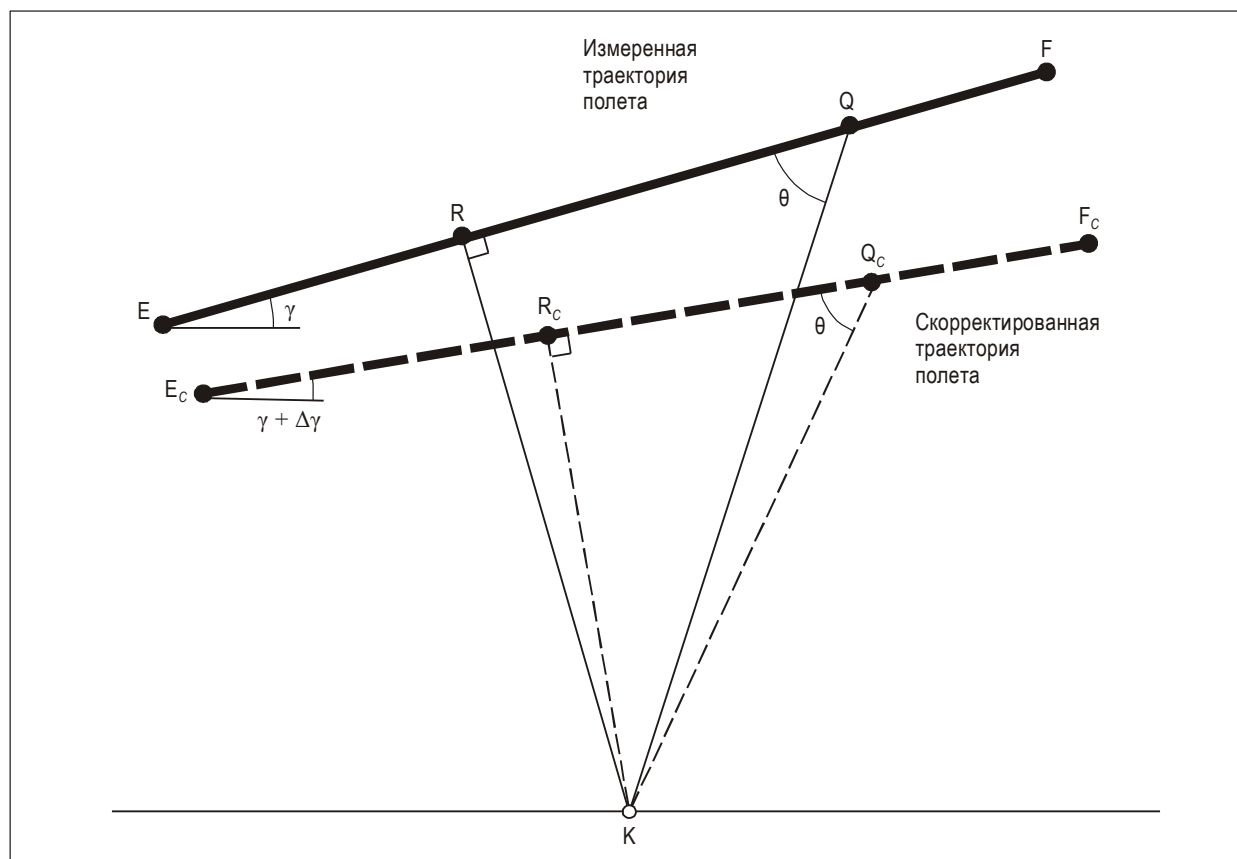


Рис. А1-6. Характеристики профиля взлета, влияющие на уровень звука

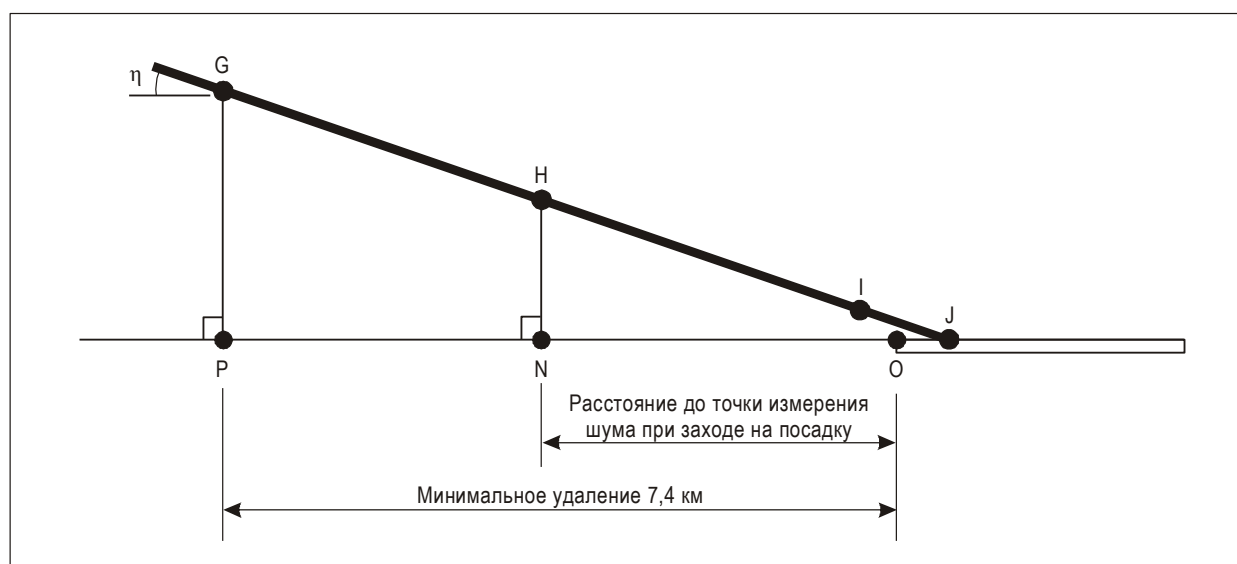


Рис. А1-7. Измеренный профиль захода на посадку

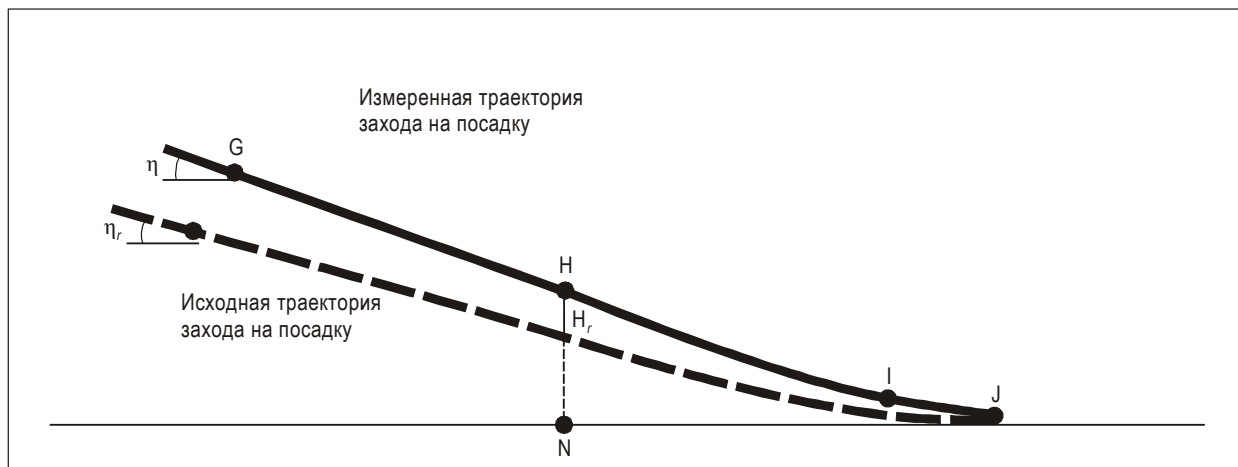


Рис. А1-8. Сравнение измеренного и скорректированного профилей захода на посадку

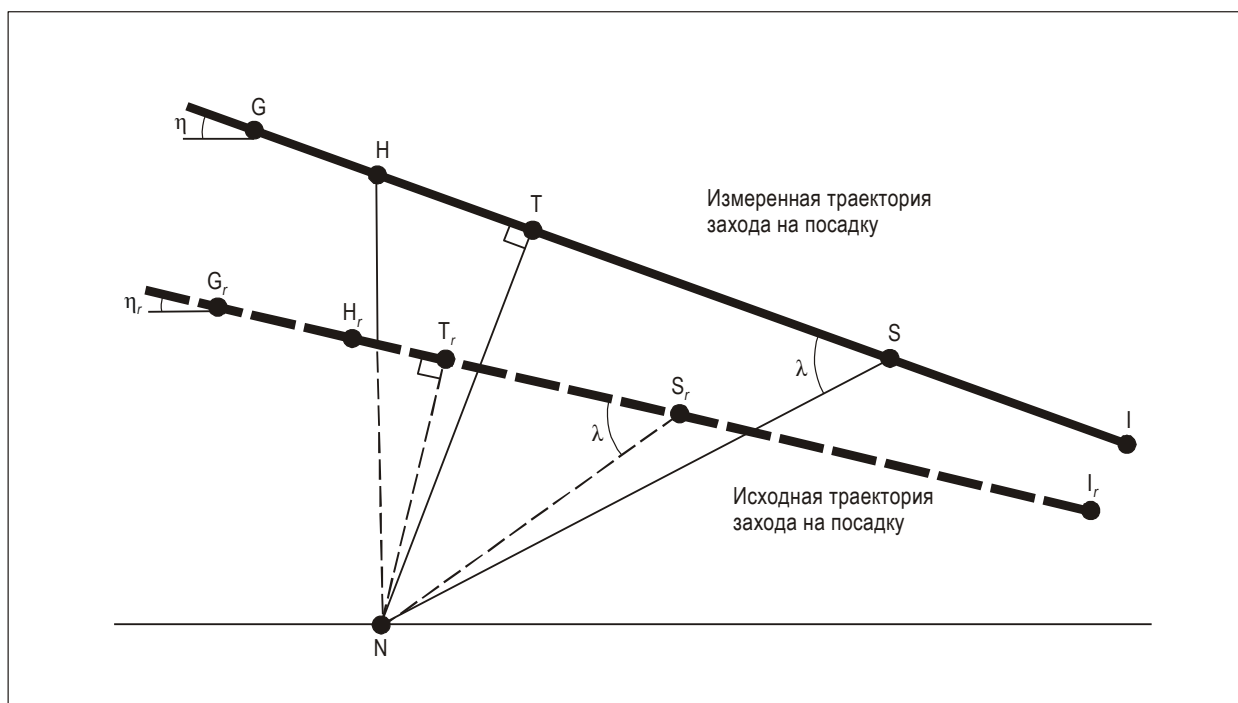


Рис. А1-9. Характеристики профиля захода на посадку, влияющие на уровень звука

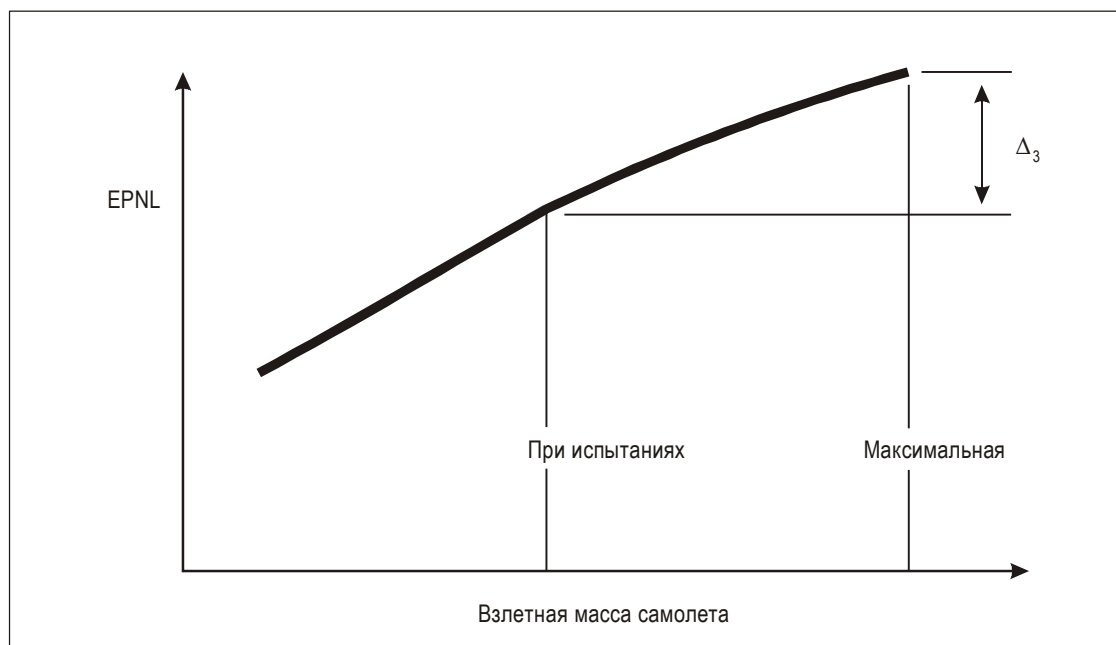


Рис. А1-10. Поправки к EPNL на взлетную массу

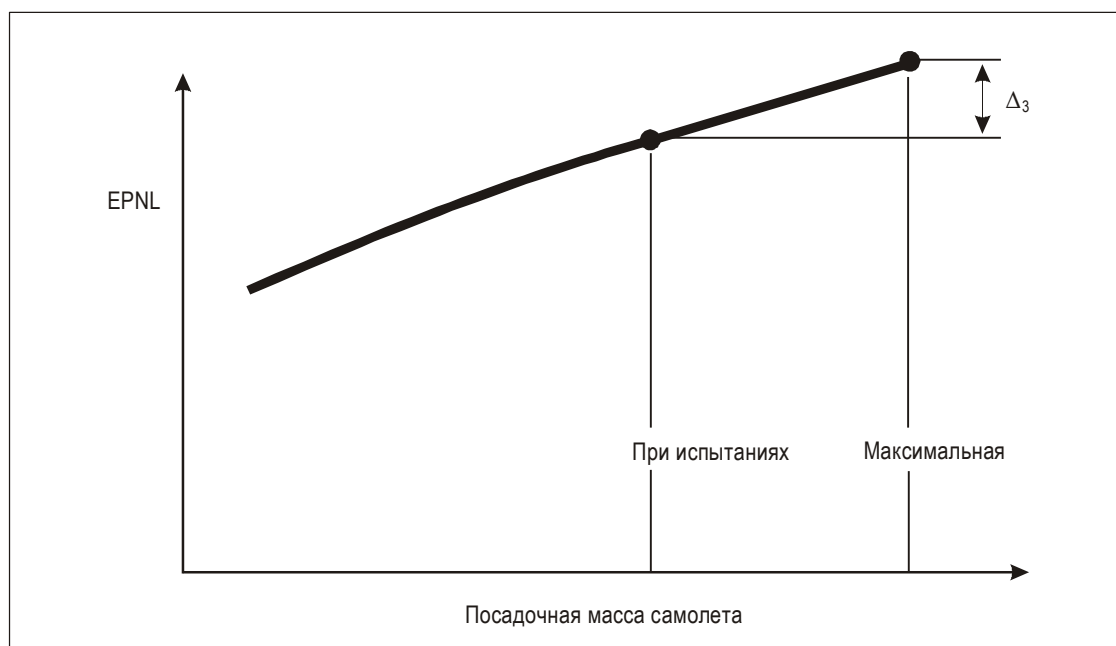


Рис. А1-11. Поправка к EPNL на массу при заходе на посадку

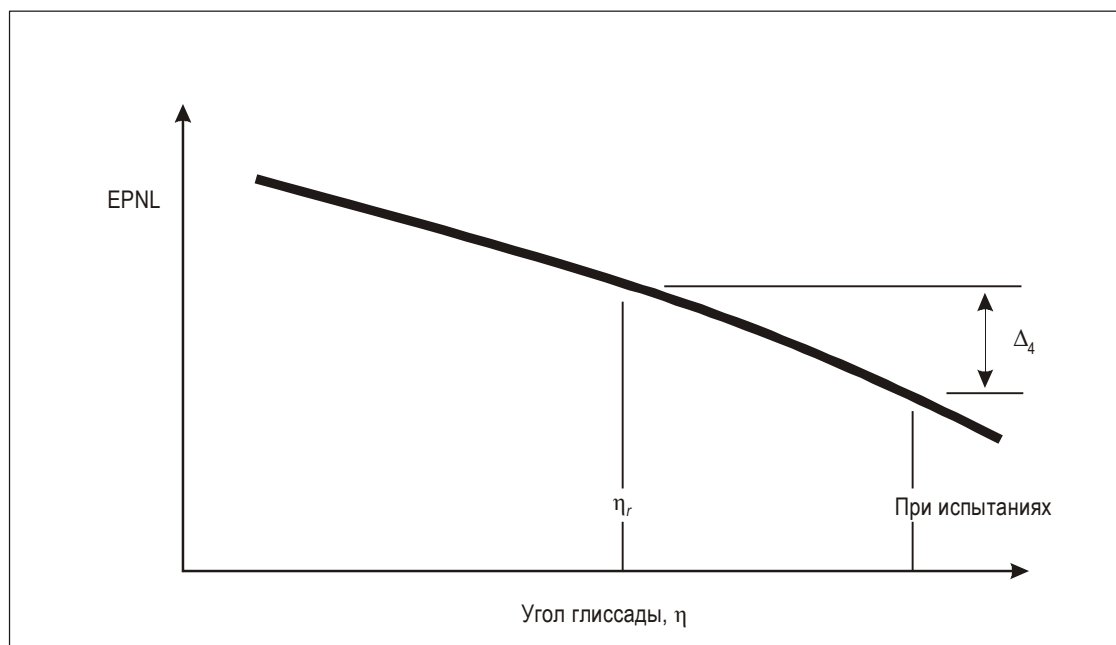


Рис. А1-12. Поправка к EPNL на угол глиссады

9.5 Поправки на продолжительность

9.5.1 Если измеренные траектории взлета и захода на посадку отличаются соответственно от скорректированных и исходных траекторий полета в значения EPNL, подсчитанные на основании результатов измерений, вносятся поправки на продолжительность. Эти поправки рассчитываются, как указано ниже.

9.5.1.1 Взлет

Если в качестве примера взять траекторию взлета, показанную на рис. А1-6, поправочный член рассчитывается следующим образом:

$$\Delta_2 = -7,5 \log (KR/KR_c),$$

который представляет собой поправку, алгебраически суммируемую со значением EPNL, подсчитанным на основании результатов измерений. Длинами KR и KR_c являются соответственно измеренные и скорректированные минимальные расстояния при взлете от пункта измерения шума К до измеренных и скорректированных траекторий полета. Знак "минус" означает, что в данном случае введения поправки на продолжительность значение EPNL, подсчитанное на основании результатов измерений, снижается, если измеренная траектория полета проходит на большей абсолютной высоте по сравнению со скорректированной траекторией полета.

9.5.1.2 Заход на посадку

Аналогичная методика применяется в отношении траектории захода на посадку за тем исключением, что поправка связана с минимальными расстояниями захода на посадку, показанными на рис. А1-9, следующим образом:

$$\Delta_2 = -7,5 \log (NT/NT_r),$$

где NT – измеренное минимальное расстояние захода на посадку от пункта измерения шума N до измеренной траектории полета.

9.5.1.3 Измерения сбоку от ВПП

Для траектории полета при измерении шума сбоку от ВПП никакие поправки на продолжительность не рассчитываются, поскольку разница между измеренной и скорректированной траекториями полета считается настолько малой, что ее можно не принимать во внимание.

9.6 Поправка на массу

Если масса самолета во время сертификационных испытаний по шуму при взлете или заходе на посадку отличается от соответствующей максимальной взлетной или посадочной массы, в значение EPNL, подсчитанное на основании результатов измерений, вносится поправка. Поправки определяются на основании представленных изготовителем данных (утвержденных сертифицирующим органом) в форме таблиц или графиков, которые, например, схематично показаны на рис. А1-10 и А1-11. Представленные изготовителем данные применимы к исходным атмосферным условиям сертификации по шуму.

9.7 Поправка на угол глиссады

Если угол глиссады, по которой следует самолет во время сертификационных испытаний по шуму при заходе на посадку, отличается от исходного угла глиссады, в значение EPNL, подсчитанное на основании результатов измерений, вносится поправка. Поправки определяются на основании представленных изготовителем данных (утвержденных сертифицирующим органом) в форме таблиц или графиков, которые, например, схематично показаны на рис. А1-12. Представленные изготовителем данные применимы к исходным атмосферным условиям сертификации по шуму и к посадочной массе при испытаниях.

ДОБАВЛЕНИЕ 2. МЕТОД РАСЧЕТА ШУМА ДЛЯ СЕРТИФИКАЦИИ ПО ШУМУ:

- 1. ДОЗВУКОВЫХ РЕАКТИВНЫХ САМОЛЕТОВ:**
заявка на сертификат типа подана 6 октября 1977 года
или позже
- 2. ВИНТОВЫХ САМОЛЕТОВ МАССОЙ БОЛЕЕ 8618 кг:**
заявка на сертификат типа подана 1 января 1985 года
или позже
- 3. ВЕРТОЛЕТОВ**
- 4. ВОЗДУШНЫХ СУДОВ С ПОВОРОТНЫМИ
НЕСУЩИМИ ВИНТАМИ**

Примечание. См. главы 3, 4, 8, 13 и 14 части II.

1. ВВЕДЕНИЕ

Примечание 1. Настоящий метод оценки шума включает:

- a) условия сертификационных испытаний по шуму и условия измерений;*
- b) измерение самолетного и вертолетного шума, воспринимаемого на земле;*
- c) расчет эффективного уровня воспринимаемого шума по данным измеренного шума;*
- d) представление данных сертифицирующему органу и корректировку измеренных данных.*

Примечание 2. Инструкции и процедуры, приведенные в описании данного метода, сформулированы таким образом, чтобы обеспечить единообразие при испытаниях на соответствие и иметь возможность сравнить результаты испытаний различных типов воздушных судов, проведенных в разных географических пунктах.

Примечание 3. Полный список обозначений и единиц приведен в части I данного Приложения. Математическое определение воспринимаемой шумности, методика определения атмосферного затухания звука и подробные методы корректировки уровней шума, полученных при условиях, отличающихся от исходных, с целью приведения их к исходным условиям включены в разделы 7 и 8 настоящего добавления.

2. УСЛОВИЯ СЕРТИФИКАЦИОННЫХ ИСПЫТАНИЙ ПО ШУМУ И УСЛОВИЯ ИЗМЕРЕНИЙ

2.1 Общие положения

В данном разделе предписываются условия, при которых проводятся сертификационные испытания по шуму, и излагается используемая методика измерений.

Примечание. Многие заявки на сертификацию по шуму обусловлены лишь небольшими конструктивными изменениями типа воздушного судна. Связанные с этим изменения уровней шума зачастую могут быть достоверно установлены без проведения испытаний в полном объеме, как это оговорено в данном добавлении. Поэтому сертифицирующему органу рекомендуется допускать использование соответствующих "эквивалентных методик". Кроме того, существуют эквивалентные методики, которые могут быть использованы при сертификационных испытаниях полного объема в целях уменьшения затрат и получения достоверных результатов. Инструктивный материал по использованию эквивалентных методик при сертификации по шуму дозвуковых реактивных и винтовых самолетов приводится в томе I "Методики сертификации воздушных судов по шуму" Технического руководства по окружающей среде (Дос 9501).

2.2 Условия испытаний

2.2.1 Места установки микрофонов

Места для измерения шума воздушного судна в полете расположены на относительно ровной земной поверхности, не обладающей такими характеристиками повышенного поглощения звука, которые могут иметь место при наличии густой, слежавшейся или высокой травы, кустарника или лесистых участков. В пределах конического пространства над точкой на земле, находящейся по вертикали ниже микрофона, с осью, перпендикулярной земле, и половинным углом раскрытия 80° не допускается наличие каких-либо препятствий, которые могли бы существенно повлиять на звуковое поле, создаваемое воздушным судном.

Примечание. Люди, которые проводят измерения, могут сами представлять собой такие препятствия.

2.2.2 Атмосферные условия

2.2.2.1 Определения и спецификации

Для целей сертификации по шуму в настоящем разделе используются следующие спецификации:

Боковая составляющая максимальной скорости ветра. Максимальное значение в пределах серии отдельных значений "боковой" (v) составляющей выборки скорости ветра, регистрируемых каждую секунду в течение интервала времени, соответствующего периоду уменьшения уровня шума на 10 дБ.

Боковая составляющая средней скорости ветра определяется рядом индивидуальных значений "боковой" (v) составляющей выборки скорости ветра, полученных в ходе испытательного полета воздушного судна с использованием процесса линейного осреднения за период в 30 с или процесса осреднения, в рамках которого постоянная времени не превышает 30 с, результаты которых считываются примерно через 15 с после пролета воздушного судна над микрофоном или на траверсе микрофона.

Вектор ветра (в конкретный момент). Вектор ветра определяется по крайней мере раз в секунду. В конкретный момент его величина будет характеризоваться выборкой скорости ветра в этот момент, а направление вектора – выборкой направления ветра в этот момент.

Выборка направления ветра (в конкретный момент). Значение, получаемое в этот момент с помощью датчика (системы) определения направления ветра, имеющего(ей) следующие характеристики:

эксплуатационный диапазон скорости ветра:	1 м/с (2 уз) до более чем 10 м/с (20 уз);
линейность:	$\pm 5^\circ$ в установленном диапазоне;
разрешающая способность:	5° .

Примечание. Для системы измерения параметров ветра в целом, используемой для получения выборок скорости и направления ветра, совокупные динамические характеристики, включая физическую инерцию датчика(ов) и любую временную обработку, такую как фильтрация сигнала(ов) датчика или выравнивание или осреднение данных датчика ветра, являются эквивалентными характеристикам системы первого порядка (такой как цепь R/C) с постоянной времени не более 3 с при скорости ветра 5 м/с (10 уз).

Выборка скорости ветра (в конкретный момент). Значение скорости ветра, измеряемое в этот момент с помощью датчика (системы), имеющего(ей) следующие характеристики:

диапазон:	1 м/с (2 уз) до более чем 10 м/с (20 уз);
линейность:	$\pm 0,5$ м/с (± 1 уз) в установленном диапазоне;
постоянная дистанции (инерционность):	менее 5 м для систем, динамические характеристики которых наилучшим образом характеризуются постоянной дистанции; или
постоянная времени:	менее 3 с для скоростей ветра 5 м/с (10 уз) или более для систем, динамические характеристики которых наилучшим образом характеризуются постоянной времени.

Коэффициент затухания звука представляет собой снижение уровня звука в третьоктавной полосе в дБ на 100 м в результате воздействия атмосферного поглощения звука. Формулы для расчета коэффициентов затухания звука по значениям атмосферной температуры и относительной влажности приведены в разделе 7.

Максимальная скорость ветра. Максимальное значение в пределах серии индивидуальных выборок скорости ветра, регистрируемых каждую секунду в течение интервала времени, соответствующего периоду уменьшения уровня шума на 10 дБ.

Постоянная времени (системы первого порядка). Время, которое требуется для того, чтобы устройство определило и указало $100 \times (1 - 1/e)\%$ (примерно 63 %) изменения ступенчатой функции. (Математическая постоянная, e , представляет собой основание натурального логарифма, составляющее примерно 2,7183, которая также известна как *число Эйлера* или *постоянная Непера*.)

Постоянная дистанции (или инерционность). Расстояние (в метрах), которое необходимо пройти ветру для того, чтобы выходной сигнал датчика скорости ветра зарегистрировал $100 \times (1 - 1/e)\%$ (примерно 63 %) приращения ступенчатой функции скорости на входе.

Средняя скорость ветра определяется рядом индивидуальных выборок скорости ветра, получаемых в ходе испытательного полета воздушного судна с использованием процесса линейного осреднения за период в 30 с или процесса осреднения, в рамках которого постоянная времени не превышает 30 с, результаты которого считываются примерно через 15 с после пролета воздушным судном над микрофоном или на траверсе микрофона. В ином случае каждый вектор ветра разбивается на "продольную" (u) и "боковую" (v) составляющие. Составляющие (u) и (v) ряда отдельных выборок ветра, полученных в ходе испытательного полета воздушного судна, отдельно осредняются с использованием процесса линейного осреднения за период в 30 с или процесса осреднения, в рамках которого постоянная времени не превышает 30 с, результаты которого считываются

примерно через 15 с после пролета воздушного судна над микрофоном или на траверсе микрофона. Затем рассчитываются средняя скорость ветра и направление (по отношению к линии пути) на основе усредненных составляющих u и v в соответствии с теоремой Пифагора и $\arctan(v/u)$.

2.2.2.2 Измерение

2.2.2.2.1 Замеры температуры окружающего воздуха и относительной влажности производятся на высоте 10 м (33 фут) над поверхностью земли. Для самолетов температура окружающего воздуха и относительная влажность также определяется с вертикальными приращениями, не превышающими 30 м (100 фут) на пути распространения шума. Для того чтобы результаты испытательного полета воздушного судна были приемлемыми, замеры температуры окружающего воздуха и относительной влажности производятся до и после испытательного полета. Оба замера соответствуют превалирующим условиям в течение испытательного полета и по крайней мере один из замеров температуры окружающего воздуха и относительной влажности выполняется в пределах 30 мин перед испытательным полетом. Температурные данные и данные относительной влажности на фактическое время испытательного полета определяются на основании замеренных метеорологических данных путем интерполяции, по необходимости, по времени и высоте.

Примечание. Предполагается, что температура и относительная влажность, замеренные на высоте 10 м (33 фут), остаются постоянными от 10 м (33 фут) до поверхности земли.

2.2.2.2.2 Замеры скорости и направления ветра производятся на высоте 10 м (33 фут) над поверхностью земли в течение каждого испытательного полета.

2.2.2.2.3 Метеорологические условия на высоте 10 м над поверхностью земли измеряются в пределах 2000 м (6562 фут) от мест установки микрофонов. Они соответствуют условиям, существующим в географическом районе, в котором производится измерение шума.

2.2.2.3 Измерительная аппаратура

2.2.2.3.1 Измерительная аппаратура для замеров температуры и влажности между поверхностью земли и самолетом, включая аппаратуру для определения высоты, на которой такие замеры производятся, и способ использования такой измерительной аппаратуры позволяют, с учетом удовлетворения требований сертифицирующего органа, производить выборочную регистрацию атмосферных условий с вертикальными приращениями по высоте в 30 м (100 фут) или менее.

2.2.2.3.2 Все выборки скорости ветра производятся с помощью датчика, установленного таким образом, чтобы горизонтальное расстояние между анемометром и любым препятствием было по крайней мере в 10 раз больше высоты препятствия. Погрешность установки датчика направления ветра не превышает 5°.

2.2.2.3.3 Аппаратура для измерения шума и метеорологических параметров и отслеживания траектории воздушного судна эксплуатируется в пределах, установленных изготовителем ограничений на параметры окружающей среды.

2.2.2.4 Условия испытаний

2.2.2.4.1 Для того чтобы результаты испытательных полетов были приемлемыми, они осуществляются при следующих атмосферных условиях, за исключением положений, указанных в п. 2.2.2.4.2:

- а) осадки отсутствуют;

- b) температура окружающего воздуха не выше 35 °С и не ниже –10 °С на пути распространения шума между точкой на высоте 10 м (33 фут) над поверхностью земли и воздушным судном;
- c) относительная влажность не выше 95 % и не ниже 20 % на пути распространения шума между точкой на высоте 10 м (33 фут) над поверхностью земли и воздушным судном;
- d) коэффициент затухания звука в третьоктавной полосе с частотой 8 кГц не превышает 12 дБ/100 м на пути распространения шума между точкой на высоте 10 м (33 фут) над поверхностью земли и высотой полета воздушного судна при PNLTМ.

Примечание. В разделе 7 настоящего добавления приводится описание метода расчета коэффициентов затухания звука на основе температуры и влажности;

- e) для самолетов средняя скорость ветра на высоте 10 м (33 фут) над поверхностью земли не превышает 6,2 м/с (12 уз), а максимальная скорость ветра на высоте 10 м (33 фут) над поверхностью земли не превышает 7,7 м/с (15 уз);
- f) для самолетов боковая составляющая средней скорости ветра на высоте 10 м (33 фут) над поверхностью земли не превышает 3,6 м/с (7 уз), а боковая составляющая максимальной скорости ветра на высоте 10 м (33 фут) над поверхностью земли не превышает 5,1 м/с (10 уз);
- g) для вертолетов средняя скорость ветра на высоте 10 м (33 фут) над поверхностью земли не превышает 5,1 м/с (10 уз);
- h) для вертолетов боковая составляющая средней скорости ветра на высоте 10 м (33 фут) над поверхностью земли не превышает 2,6 м/с (5 уз);
- i) отсутствуют аномальные метеорологические условия или режим ветра, которые могли бы существенно повлиять на уровни измеряемого шума.

Примечание. Используемые для сертификационных испытаний по шуму значения скорости ветра, выраженные в м/с, получены в результате перевода используемых изначально значений в узлах с применением коэффициента перевода, указанного в таблице 3-3 в главе 3 Приложения 5, и округления до 0,1 м/с. Приводимые здесь значения, выраженные в обеих единицах, считаются эквивалентными для целей установления соответствия условиям по скорости ветра для целей сертификации по шуму.

2.2.2.4.2 Для вертолетов требования, указанные в п. 2.2.2.4.1 b), c) и d), применяются только на высоте 10 м (33 фут) над поверхностью земли.

2.2.2.5 Разбивка на слои

2.2.2.5.1 Для каждого испытательного полета самолета коэффициент затухания звука в третьоктавной полосе 3150 Гц определяется при достижении PNLTМ от высоты 10 м (33 фут) над поверхностью земли до высоты полета самолета с вертикальными приращениями по высоте не более 30 м (100 фут).

2.2.2.5.2 Если индивидуальные значения коэффициента затухания звука в третьоктавной полосе 3150 Гц, связанные с указанными в п. 2.2.2.5.1 вертикальными приращениями по высоте, не отличаются более чем на 0,5 дБ/100 м относительно значения, полученного на высоте 10 м (33 фут), коэффициентом, используемым в корректировке уровней самолетного шума для каждой третьоктавной полосы, является среднее значение коэффициента, рассчитанного по температуре и влажности на высоте 10 м (33 фут) над поверхностью земли, и коэффициента, рассчитанного по температуре и влажности на высоте полета испытываемого самолета.

2.2.2.5.3 Если индивидуальные значения коэффициента затухания звука в третьоктавной полосе 3150 Гц, связанные с указанными в п. 2.2.2.5.1 вертикальными приращениями по высоте, отличаются более чем на 0,5 дБ/100 м относительно значения, полученного на высоте 10 м (33 фут), то для вычисления коэффициента для каждой третьоктавной полосы, используемого в корректировке уровней самолетного шума, используются указанные ниже "слоистые" участки атмосферы:

- а) атмосфера от поверхности земли до по крайней мере высоты полета самолета делится на слои толщиной 30 м (100 фут);
- б) для каждого из указанных в п. 2.2.2.5.3 а) слоев коэффициент затухания звука определяется для каждой третьоктавной полосы;
- с) для каждой третьоктавной полосы коэффициент затухания звука, используемый в корректировке уровней самолетного шума, является средним значением указанных в п. 2.2.2.5.3 б) коэффициентов индивидуальных слоев.

2.2.2.5.4 Для вертолетов коэффициент затухания звука, используемый в корректировке уровней шума для каждой третьоктавной полосы, рассчитывается по температуре и влажности на высоте 10 м (33 фут) над поверхностью земли.

2.3 Измерение траектории полета

2.3.1 Пространственное положение воздушного судна относительно измерительного(ых) микрофона(ов) определяется методом, утвержденным сертифицирующим полномочным органом и не связанным с применением бортовой аппаратуры.

Примечание. Инструктивный материал по системам измерения местоположения воздушного судна приведен в томе I "Методики сертификации воздушных судов по шуму" Технического руководства по окружающей среде (Doc 9501).

2.3.2 Местоположение воздушного судна на траектории полета синхронизируется с шумом, зарегистрированным в точках измерения шума, с помощью синхронизирующих сигналов времени на расстоянии и в течение времени, достаточных для того, чтобы обеспечить получение адекватных данных за период, когда шум находится в пределах 10 дБ от максимального значения PNLT.

2.3.3 Данные о местоположении и летных характеристиках, требующиеся для внесения поправок, которые указаны в разделе 8 настоящего добавления, автоматически записываются с утвержденной частотой. Измерительная аппаратура утверждается сертифицирующим органом.

3. ИЗМЕРЕНИЕ АВИАЦИОННОГО ШУМА, ВОСПРИНИМАЕМОГО НА ЗЕМЛЕ

3.1 Определения

В настоящем разделе используются термины, определения которых приводятся ниже:

Диапазон уровней. Выражаемый в децибелах рабочий диапазон, определяемый посредством настройки измерительной системы для регистрации и третьоктавного анализа сигнала звукового давления. Значение верхней границы любого конкретного диапазона уровней округляется до ближайшего децибела.

Измерительная система. Комбинация приборов, используемых для измерения уровней звукового давления, включая звуковой калибратор, ветрозащитный экран, микрофонную систему, устройства регистрации и формирования сигналов и третьоктавную анализирующую систему.

Примечание. Используемые установки могут включать несколько микрофонных систем, выходные данные которых соответственно регистрируются одновременно многоканальным устройством регистрации/анализа через формователи сигналов. В контексте настоящего раздела каждый чисто измерительный канал рассматривается в качестве измерительной системы, к которой соответственно применяются данные требования.

Исходная разность уровней. Для установленной частоты разность уровней, выражаемая в децибелах и измеряемая в диапазоне уровней для электрического входного сигнала, соответствующего калибровочному уровню звукового давления, и скорректированная, при необходимости, с учетом диапазона уровней.

Исходное направление. Определенное изготовителем микрофона направление падения звука в градусах при угле падения звука 0°, при котором уровень чувствительности микрофонной системы в свободном поле лежит в пределах установленных допусков.

Исходный диапазон уровней. Выражаемый в децибелах диапазон уровней для определения акустической чувствительности измерительной системы, включающий также калибровочный уровень звукового давления.

Калибровочная частота проверки. Выражаемая в герцах номинальная частота синусоидального сигнала звукового давления, генерируемого звуковым калибратором.

Калибровочный уровень звукового давления. Выражаемый в децибелах уровень звукового давления, создаваемого в исходных окружающих условиях в блоке резонаторной связи звукового калибратора, который используется для определения общей акустической чувствительности измерительной системы.

Линейный рабочий диапазон. Для установленных диапазона уровней и частоты выражаемый в децибелах диапазон уровней устойчивых синусоидальных электрических сигналов на входе всей измерительной системы, за исключением микрофона, но включая предусилитель микрофона и любые другие элементы формирования сигналов, которые считаются частью микрофонной системы, простирающийся от нижней до верхней границы, в пределах которых нелинейность уровней остается в установленных допустимых пределах.

Примечание. Нет необходимости включать кабели-удлинители микрофонов, проложенные в поле.

Микрофонная система. Компонентами измерительной системы, которые формируют электрический выходной сигнал в ответ на входной сигнал звукового давления и которые, как правило, включают микрофон, предусилитель, кабели-удлинители и, при необходимости, другие устройства.

Нелинейность уровней. Разность уровней, выражаемая в децибелах и измеряемая в любом диапазоне уровней на установленной третьоктавной номинальной средней частоте, минус соответствующая исходная разность уровней, при этом значения всех входных и выходных сигналов принимаются относительно одной и той же исходной величины.

Окружающий шум. Акустический шум, создаваемый источниками, не являющимися испытательным воздушным судном, в месте установки микрофона при измерении авиационного шума. Окружающий шум является одним из компонентов фонового шума.

Потери, вносимые ветрозащитным экраном. На установленной номинальной третьоктавной средней частоте и при заданном угле падения звука на установленный микрофон выражаемый в децибелах индикаторный уровень звукового давления без ветрозащитного экрана, установленного вокруг микрофона, минус уровень звукового давления при установленном ветрозащитном экране.

Разность уровней. Для любой номинальной третьоктавной средней частоты уровень выходного сигнала, выражаемый в децибелах и измеряемый в любом диапазоне уровней минус уровень соответствующего электрического входного сигнала.

Угол падения звука. Угол в градусах между основной осью микрофона и линией от источника звука до центра диафрагмы микрофона.

Примечание. В том случае, если угол падения звука составляет 0° , считается, что звук поступает на микрофон под "углом нормального (перпендикулярного) падения"; в том случае, если угол падения звука составляет 90° , считается, что звук поступает под "углом скользящего падения". Основная ось измерительного микрофона проходит через центр диафрагмы и перпендикулярно к ней.

Уровень чувствительности микрофонной системы в свободном поле. Двадцатикратный десятичный логарифм отношения чувствительности микрофонной системы в свободном поле к эталонной чувствительности в один вольт на паскаль, выраженный в децибелах.

Примечание. Уровень чувствительности микрофонной системы в свободном поле может быть определен посредством вычитания уровня звукового давления (в децибелах при 20 мкПа) падающего на микрофон звука из уровня напряжения (в децибелах при 1 В) на выходе микрофонной системы и добавления к полученному результату 93,98 дБ.

Усредненный по времени в полосе уровень звукового давления. Десятикратный десятичный логарифм выраженного в децибелах отношения квадрата усредненного по времени мгновенного значения звукового давления в течение установленного периода времени и в конкретной третьоктавной полосе к квадрату исходного звукового давления в 20 мкПа.

Фоновый шум. Совокупный шум в измерительной системе, создаваемый источниками, не являющимися испытательным воздушным судном, который может оказывать влияние на измеряемые уровни авиационного шума или мешать их замеру. К характерным элементам фонового шума относятся (но не ограничиваются ими): окружающий шум, создаваемый источниками, расположенными в районе установки микрофона; тепловой электрический шум, создаваемый компонентами в измерительной системе; шум магнитного потока ("шипение магнитной ленты"), создаваемый аналоговыми ленточными магнитофонами и шум оцифровки, обусловленный ошибкой дискретизации в цифровых преобразователях. Одни составляющие фонового шума, такие как шум оцифровки, могут затенять сигнал авиационного шума, в то время как другие, такие как окружающий шум, могут также усиливать измеряемый сигнал авиационного шума.

Чувствительность микрофонной системы в свободном поле. Для синусоидальной плоской бегущей звуковой волны установленной частоты при конкретном угле падения звука выраженное в вольтах на паскаль отношение эффективного напряжения на выходе микрофонной системы к среднеквадратичному звуковому давлению, которое будет иметь место в точке до установки в ней микрофона.

Широкополосный шум. Шум, частотный спектр которого является непрерывным (т. е. энергия присутствует на всех частотах данного диапазона), и в нем отсутствуют какие-либо дискретные частотные составляющие (т. е. тоны).

3.2 Исходные окружающие условия

Исходными окружающими условиями для установления характеристик измерительной системы являются следующие:

- температура воздуха 23 °C;

- статическое атмосферное давление 101,325 кПа;
- относительная влажность 50 %.

3.3 Общие положения

Примечание. Измерения авиационного шума с использованием приборов, которые отвечают техническим требованиям данного раздела, позволяют определить уровни звукового давления в третьоктавных полосах частот в зависимости от времени для расчета эффективного уровня воспринимаемого шума, как указано в разделе 4.

3.3.1 Измерительная система состоит из следующей утвержденной сертифицирующим органом и эквивалентной аппаратуры:

- a) ветрозащитного экрана (см. п. 3.4);
- b) микрофонной системы (см. п. 3.5);
- c) записывающей и воспроизводящей системы для хранения измеряемых данных по шуму в целях проведения последующего анализа (см. п. 3.6);
- d) третьоктавной анализирующей системы (см. п. 3.7);
- e) систем калибровки для обеспечения акустической чувствительности вышеупомянутых систем в пределах установленных допусков (см. п. 3.8).

3.3.2 Для любого компонента измерительной системы, который преобразует аналоговый сигнал в цифровую форму, такое преобразование выполняется таким образом, чтобы уровни любых возможных паразитных сигналов или артефактов процесса преобразования в цифровую форму были ниже верхней границы линейного рабочего диапазона по крайней мере на 50 дБ на любой частоте менее 12,5 кГц. Частота дискретизации составляет как минимум 28 кГц. Перед началом процесса преобразования в цифровую форму используется фильтр для устранения эффектов наложения спектров.

3.4 Ветрозащитный экран

При отсутствии ветра и для синусоидальных сигналов звука, поступающего под углом скользящего падения, потери, вносимые ветрозащитным экраном заявленного типа, установленным вокруг микрофона, не превышают $\pm 1,5$ дБ на номинальных третьоктавных средних частотах от 50 Гц до 10 кГц включительно.

3.5 Микрофонная система

3.5.1 Микрофонная система отвечает техническим требованиям пп. 3.5.2–3.5.4. Различные микрофонные системы могут быть утверждены сертифицирующим органом на основании полученных эквивалентных общих электроакустических характеристик. В том случае, когда применяются две или несколько микрофонных систем, достаточно продемонстрировать, что по крайней мере одна система полностью отвечает предъявляемым требованиям.

Примечание. Такая демонстрация эквивалентных характеристик не исключает необходимости калибровки и проверки каждой системы, как это определено в п. 3.9.

3.5.2 Микрофон устанавливается таким образом, чтобы центр чувствительного элемента находился на высоте 1,2 м (4 фут) над уровнем земли, и ориентируется под углом скользящего падения, т. е. чувствительный элемент по существу располагается в плоскости, определяемой прогнозируемой исходной траекторией полета воздушного судна и измерительной системой. Установка микрофона осуществляется таким образом, чтобы свести к минимуму влияние помех, создаваемых опорами микрофонов на измеряемый звук. На рис. А2-1 указаны углы падения звука на микрофон.

3.5.3 Уровень чувствительности микрофона и предусилителя в свободном поле при исходном направлении угла установки на частотах в пределах по крайней мере диапазона третьоктавных номинальных средних частот от 50 Гц до 5 кГц включительно лежит в пределах $\pm 1,0$ дБ от уровня на калибровочной частоте проверок и в пределах $\pm 2,0$ дБ для номинальных средних частот 6,3, 8 и 10 кГц.

3.5.4 Для синусоидальных звуковых волн на каждой третьоктавной номинальной средней частоте в пределах диапазона от 50 Гц до 10 кГц включительно уровни чувствительности микрофонной системы в свободном поле при углах падения звука 30, 60, 90, 120 и 150° не отличаются от уровня чувствительности в свободном поле при угле падения звука 0° ("нормальный угол падения") более, чем на значения, указанные в таблице А2-1. Разница уровней чувствительности в свободном поле между любыми двумя смежными углами падения звука, указанными в таблице А2-1, не превышает допустимый предел для большего угла.

3.6 Записывающая и воспроизводящая системы

3.6.1 Записывающая и воспроизводящая система, такая как цифровой или аналоговый магнитофон, компьютерная система или другое устройство постоянного хранения данных, используется для хранения данных о сигналах звукового давления для последующего анализа. Звук, создаваемый воздушным судном, записывается таким образом, чтобы сохранялась полная запись акустического сигнала. Записывающая и воспроизводящая системы отвечают техническим требованиям пп. 3.6.2 – 3.6.9 при скоростях записи и/или скоростях выборки данных, используемых во время сертификационных испытаний по шуму. При этом демонстрируется соответствие ширине полосы частот и каналам записи, выбранным для испытаний.

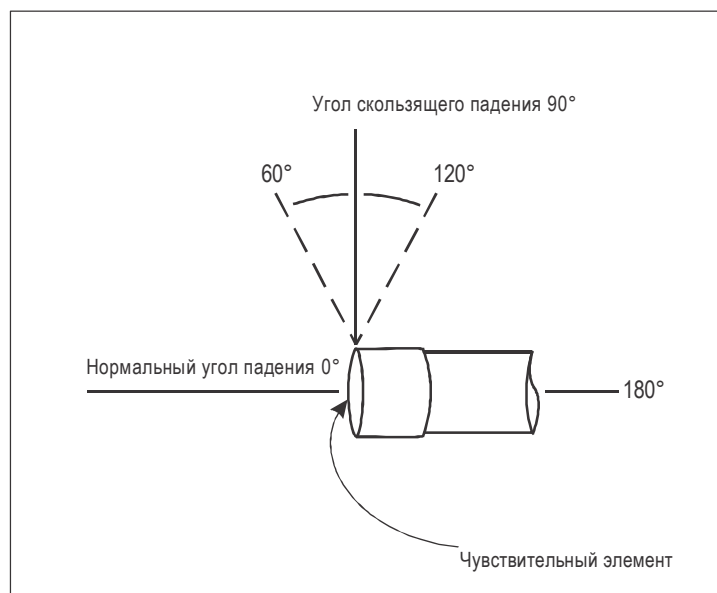


Рис. А2-1. Пример углов падения звука на микрофон

Таблица А2-1. Требования к характеристикам направленности микрофона

Номинальная средняя частота (кГц)	Максимальная разница между уровнем чувствительности микрофонной системы в свободном поле при нормальном угле падения и уровнем чувствительности в свободном поле при установленных углах падения звука (дБ)				
	Угол падения звука (°)				
	30	60	90	120	150
0,05 – 1,6	0,5	0,5	1,0	1,0	1,0
2,0	0,5	0,5	1,0	1,0	1,0
2,5	0,5	0,5	1,0	1,5	1,5
3,15	0,5	1,0	1,5	2,0	2,0
4,0	0,5	1,0	2,0	2,5	2,5
5,0	0,5	1,5	2,5	3,0	3,0
6,3	1,0	2,0	3,0	4,0	4,0
8,0	1,5	2,5	4,0	5,5	5,5
10,0	2,0	3,5	5,5	6,5	7,5

3.6.2 Записывающая и воспроизводящая системы калибруются, как указано в п. 3.9.

Примечание. Для сигналов шума воздушных судов, при которых высокочастотные спектральные уровни быстро снижаются при увеличении частоты, в измерительную систему могут включаться соответствующие схемы предварительного усиления и последующего ослабления. Если включена схема предварительного усиления в диапазоне номинальных третьоктавных средних частот от 800 Гц до 10 кГц включительно, обеспечиваемое этой схемой электрическое усиление не превышает 20 дБ относительно усиления на частоте 800 Гц.

3.6.3 Для установившихся синусоидальных электрических сигналов на входе всей измерительной системы, за исключением микрофонной системы, но включая предусилитель микрофона и любые другие элементы формирования сигналов, которые считаются частью микрофонной системы, при выбранном уровне сигналов в пределах 5 дБ от уровня, соответствующего калибровочному уровню звукового давления в исходном диапазоне уровней, усредненный по времени уровень сигнала, зафиксированный считывающим устройством на любой третьоктавной номинальной средней частоте в диапазоне 50 Гц – 10 кГц включительно, лежит в пределах $\pm 1,5$ дБ от уровня на калибровочной частоте проверок. Частотная характеристика измерительной системы, которая включает компоненты преобразования аналоговых сигналов в цифровую форму, находится в пределах $\pm 0,3$ дБ от характеристики на частоте 10 кГц в диапазоне частот от 10 до 11,2 кГц.

Примечание. Нет необходимости включать кабели-удлинители микрофонов, проложенные в поле.

3.6.4 Для аналоговых магнитофонов амплитудные колебания синусоидального сигнала в 1 кГц, записанного в пределах 5 дБ уровня, соответствующего калибровочному уровню звукового давления, не отличаются более чем на $\pm 0,5$ дБ на любой бобине магнитной ленты используемого типа. Соблюдение этого требования демонстрируется с использованием устройства, характеристики усреднения по времени которого эквивалентны характеристикам спектрального анализатора.

3.6.5 Для всех соответствующих диапазонов уровней и установившихся синусоидальных электрических сигналов на входе измерительной системы, за исключением микрофонной системы, но включая предусилитель

микрофона и любые другие элементы формирования сигналов, которые считаются частью микрофонной системы, на третьоктавных номинальных средних частотах 50 Гц, 1 кГц и 10 кГц и калибровочной частоте проверок, если она не является одной из этих частот, нелинейность уровней не превышает $\pm 0,5$ дБ для линейного рабочего диапазона по крайней мере на 50 дБ ниже верхней границы диапазона уровней.

Примечание 1. Линейность уровней компонентов измерительной системы должна проверяться с использованием методов, описанных в измененной публикации МЭК 61265¹.

Примечание 2. Нет необходимости включать кабели-удлинители микрофонов, проложенные в поле.

3.6.6 В исходном диапазоне уровней уровень, соответствующий калибровочному уровню звукового давления, составляет по крайней мере 5, но не более 30 дБ ниже верхней границы диапазона уровней.

3.6.7 Линейные рабочие диапазоны в смежных диапазонах уровней перекрываются по крайней мере на 50 дБ минус изменение затухания сигнала в результате использования регуляторов диапазона уровней.

Примечание. Измерительная система может иметь регуляторы диапазона уровней, которые позволяют, например, изменять уровень затухания сигнала с шагом 10 или 1 дБ. При использовании шага в 10 дБ минимальное требуемое перекрытие составит 40 дБ, а при шаге 1 дБ – 49 дБ.

3.6.8 Предусматривается индикация перегрузки при возникновении такой ситуации в любом соответствующем диапазоне уровней.

3.6.9 Аттenuаторы, включаемые в измерительную систему и позволяющие изменять дальность измерения, работают с установленными интервалами шагов, выраженных в децибелах.

3.7 Анализирующие системы

3.7.1 Анализирующая система отвечает требованиям пп. 3.7.2–3.7.7 в отношении ширины полосы частот, конфигурации каналов и установки усиления, используемых при проведении анализа.

3.7.2 Анализирующая система выдает значения уровней звукового давления в третьоктавных полосах в зависимости от времени, получаемые в результате обработки сигналов шума (предпочтительно записанных) с помощью этой системы со следующими характеристиками:

- a) набор 24 третьоктавных полосовых фильтров или их эквивалентов с номинальными средними частотами от 50 Гц до 10 кГц включительно;
- b) чувствительность и усредняющие возможности, при которых, в принципе, выходные сигналы из любого третьоктавного полосового фильтра квадратируются, усредняются и индицируются или хранятся в форме усредненных по времени уровней звукового давления;
- c) интервал между последовательными измерениями уровней звукового давления составляет $500 \text{ мс} \pm 5 \text{ мс}$ для спектрального анализа с использованием или без использования весового временного коэффициента медленной реакции;

1. Публикация МЭК 61265 1995 года, озаглавленная: "Электроакустика. Приборы для измерения авиационного шума: требования к характеристикам систем для измерения уровней звукового давления в третьоктавных полосах при сертификации по шуму самолетов транспортной категории". Эту публикацию МЭК можно получить из Центрального бюро Международной электротехнической комиссии, находящегося по адресу: Швейцария, г. Женева, ул. Варембе, 3.

- д) для тех анализирующих систем, которые не обрабатывают сигналы звукового давления в период времени, требуемый для считывания и/или восстановления анализатора, продолжительность потери данных не превышает 5 мс;
- е) анализирующая система работает в реальном времени на частотах от 50 Гц до минимум 12 кГц включительно. Это требование применяется в отношении всех рабочих каналов многоканальной системы спектрального анализа.

3.7.3 Третьоктавная анализирующая система отвечает требованиям к электрическим характеристикам класса 1, указанным в измененной публикации МЭК 61260², в пределах диапазона третьоктавных номинальных средних частот от 50 Гц до 10 кГц включительно.

Примечание 1. Сертифицирующий орган может разрешить использовать анализирующую систему, отвечающую требованиям класса 2, вместо системы, отвечающей требованиям к электрическим характеристикам класса 1, указанным в публикации МЭК 61260.²

Примечание 2. Третьоктавные анализирующие системы должны проверяться с использованием методов, указанных в публикации МЭК 61260², или эквивалентной процедуры, утвержденной сертифицирующим органом, на предмет определения относительного затухания сигналов, фильтров подавления помех спектрального наложения, режима работы в реальном времени, линейности уровней и чувствительности фильтра (эффективная полоса частот).

3.7.4 При выполнении анализатором временного усреднения в режиме МЕДЛЕННОЙ реакции чувствительность третьоктавной анализирующей системы к внезапному возникновению или прерыванию постоянного синусоидального сигнала на номинальной средней частоте соответствующей третьоктавной полосы измеряется в моменты выборки, т. е. 0,5; 1; 1,5 и 2 с после возникновения и через 0,5 и 1 с после прерывания сигнала. Характеристика нарастания через 0,5 с соответствует значению $-4 \text{ дБ} \pm 1 \text{ дБ}$, через 1 с – значению $-1,75 \text{ дБ} \pm 0,75 \text{ дБ}$, через 1,5 с – значению $-1 \text{ дБ} \pm 0,5 \text{ дБ}$, а через 2 с – значению $-0,5 \text{ дБ} \pm 0,5 \text{ дБ}$ относительно установившегося уровня сигнала. Падающая характеристика является такой, что сумма уровней выходных сигналов относительно установившегося уровня сигнала и соответствующего показания характеристики нарастания составляет $-6,5 \text{ дБ} \pm 1 \text{ дБ}$ как через 0,5 с, так и через 1 с. При последующих измерениях сумма значений характеристик нарастания и падения составляет $-7,5 \text{ дБ}$ или менее. Это соответствует процессу экспоненциального усреднения (взвешивание МЕДЛЕННОЙ реакции) при нормальной постоянной времени 1 с (т. е. время усреднения 2 с).

3.7.5 В тех случаях, когда уровни звукового давления в третьоктавных полосах определяются на основе выходных данных анализатора без временного взвешивания с учетом МЕДЛЕННОЙ реакции, коэффициенты временного взвешивания рассчитываются в процессе последующей обработки. Смоделированные взвешенные на МЕДЛЕННУЮ реакцию уровни звукового давления можно определить, используя непрерывное экспоненциальное усреднение с применением следующего уравнения:

$$\text{SPL}_s(i, k) = 10 \log [(0,60653) 10^{0,1\text{SPL}_s[i, (k-1)]} + (0,39347) 10^{0,1\text{SPL}(i, k)}],$$

где $\text{SPL}_s(i, k)$ – смоделированный взвешенный с учетом МЕДЛЕННОЙ реакции уровень звукового давления, а $\text{SPL}(i, k)$ – измеренное анализатором с интервалом 0,5 с среднее значение уровня звукового давления в k -й момент времени в i -й третьоктавной полосе. При $k = 1$ значение взвешенного на МЕДЛЕННУЮ реакцию уровня звукового давления $\text{SPL}_s[i, (k-1 = 0)]$ в правой части уравнения устанавливается на 0 дБ.

Аппроксимация непрерывного экспоненциального усреднения представлена следующим уравнением для процесса усреднения четырех выборок при $k = 4$:

$$\text{SPL}_s(i, k) = 10 \log [(0,13) 10^{0,1\text{SPL}[i, (k-3)]} + (0,21) 10^{0,1\text{SPL}[i, (k-2)]} + (0,27) 10^{0,1\text{SPL}[i, (k-1)]} + (0,39) 10^{0,1\text{SPL}[i, k]}],$$

2. Публикация МЭК 61260 1995 года, озаглавленная: "Электроакустика. Октавные и более узкие полосовые фильтры". Эту публикацию МЭК можно получить из Центрального бюро Международной электротехнической комиссии, находящегося по адресу: Швейцария, г. Женева, ул. Варембе, 3.

где $SPL_s(i,k)$ – смоделированный взвешенный с учетом МЕДЛЕННОЙ реакции уровень звукового давления и $SPL(i,k)$ – измеренное анализатором за 0,5 с средний уровень звукового давления в k -й момент времени в i -й третьоктавной полосе.

В этих двух уравнениях сумма взвешенных коэффициентов составляет 1,0. Уровни звукового давления, рассчитанные с использованием любого из этих уравнений, действительны для шестой и последующей выборок данных с интервалом 0,5 с или определены позже, чем через 2,5 с с момента начала анализа данных.

Примечание. Коэффициенты в двух уравнениях были рассчитаны для использования при определении эквивалентных взвешенных с учетом МЕДЛЕННОЙ реакции уровней звукового давления из выборок, усредненных по времени за 0,5 с уровней звукового давления. Эти уравнения не должны использоваться в отношении выборок данных, когда время усреднения отличается от 0,5 с.

3.7.6 Момент времени, которым характеризуется взвешенный по времени с учетом МЕДЛЕННОЙ реакции уровень звукового давления, наступает на 0,75 с раньше, чем фактическое время считывания.

Примечание. Определение этой точки во времени необходимо для корреляции регистрируемого шума с положением воздушного судна, при котором шум излучается, при этом учитывается период усреднения при определении взвешенного коэффициента МЕДЛЕННОЙ реакции. Для каждой полусекундной записи данных данная точка во времени может также устанавливаться равной 1,25 с после начала соответствующего 2-секундного периода усреднения.

3.7.7 Разрешающая способность уровней звукового давления как на индикаторе, так и в памяти составляет 0,1 дБ или выше.

3.8 Калибровочная аппаратура

3.8.1 Вся аппаратура, используемая для калибровки и определения поправок, утверждается сертифицирующим полномочным органом.

3.8.2 Звуковой калибратор как минимум отвечает требованиям класса 1, изложенным в документе МЭК 60942³. Уровень звукового давления, создаваемого в резонаторе модема звукового калибратора, рассчитывается для внешних условий проведения испытаний, используя предоставленную изготовителем информацию о влиянии атмосферного давления и температуры воздуха. Выходной сигнал звукового калибратора определяется не более чем за шесть месяцев до каждого измерения шума воздушного судна, используя метод, принятый национальной метрологической лабораторией. Допустимые отклонения выходного сигнала от результатов предыдущей калибровки не превышают 0,2 дБ.

3.8.3 Если в соответствии с п. 3.9.7 для определения поправок к частотным характеристикам системы используется "розовый" шум, то выходной сигнал генератора шума определяется не более чем за шесть месяцев до каждого измерения шума воздушного судна, используя метод, принятый национальной метрологической лабораторией. Допустимые отклонения относительно выходного сигнала, полученного при предыдущей калибровке в каждой третьоктавной полосе, не превышают 0,2 дБ.

3. Публикация МЭК 60942 2003 года, озаглавленная: "Электроакустика. Звуковые калибраторы". Эту публикацию МЭК можно получить из Центрального бюро Международной электротехнической комиссии, находящегося по адресу: Швейцария, г. Женева, ул. Варембе, 3.

3.9 Калибровка и проверка системы

3.9.1 Калибровка и проверка измерительной системы и ее компонентов осуществляются в соответствии с требованиями сертифицирующего полномочного органа с использованием методов, указанных в пп. 3.9.2–3.9.9. Все калибровочные поправки и регулировки, включая связанные с влиянием внешних условий на уровень выходного сигнала звукового калибратора, сообщаются сертифицирующему органу и применяются в отношении измеренных третьоктавных уровней звукового давления, определяемых на выходе анализатора. Данные о шуме воздушного судна, полученные в условиях перегрузки любого компонента измерительной системы, находящегося на пути прохождения сигнала до регистратора и включая регистратор, считаются недействительными и не используются. Если перегрузка возникает в процессе анализа или в какой-либо точке на пути прохождения сигнала после регистратора, анализ повторяется при более низкой чувствительности с целью исключения перегрузки.

3.9.2 Акустическая чувствительность измерительной системы устанавливается с помощью звукового калибратора, генерирующего известный уровень звукового давления на известной частоте. В течение каждого дня испытаний регистрируется достаточное количество калибровок уровня звукового давления с целью гарантии того, что акустическая чувствительность измерительной системы является известной для превалирующих внешних условий, соответствующих каждому измерению шума воздушного судна. Измеренные данные о шуме воздушного судна считаются недействительными для целей сертификации, если их получению не предшествовало успешное проведение надлежащих калибровок уровня звукового давления. Измерительная система считается отвечающей требованиям, если различие уровней акустической чувствительности, зарегистрированных непосредственно до и непосредственно после каждой серии измерений шума воздушного судна в течение конкретного дня, не превышает 0,5 дБ. Это ограничение в 0,5 дБ применяется после того, как в уровне выходного сигнала калибратора учтены любые поправки на атмосферное давление. Для характеристики уровня акустической чувствительности измерительной системы применительно к каждой серии измерений шума воздушного судна используется среднее арифметическое значений предшествующих и последующих калибровок. Калибровочные поправки сообщаются сертифицирующему органу и применяются в отношении измеренных третьоктавных уровней звукового давления, определяемых на выходе анализатора.

3.9.3 При использовании аналоговых (прямой или ЧМ-сигнал) магнитофонов в начале и в конце магнитной ленты на каждом носителе записи, например бобине, картридже или кассете, записывается калибровочный сигнал уровня звукового давления продолжительностью по крайней мере 10 с.

3.9.4 Частотная характеристика микрофонной системы в свободном поле может определяться с использованием электростатического возбудителя и данных изготовителя или посредством испытаний в безэховой камере свободного поля. Поправки к частотной характеристике определяются не более чем за 90 дней до каждого измерения шума воздушного судна, и сообщаются сертифицирующему органу. Они применяются в отношении измеренных третьоктавных уровней звукового давления, определяемых на выходе анализатора.

3.9.5 В том случае, когда углы падения на микрофон звука, производимого воздушным судном, находятся в пределах $\pm 30^\circ$ относительно угла скользящего падения (см. рис. A2-1), один набор поправок в свободном поле, основанных на угле скользящего падения, считается достаточным для учета влияния диаграммы направленности микрофона. В других случаях, соответствующие поправки для учета влияния углов падения определяются при угле падения для каждой полусекундной выборки. Эти поправки сообщаются сертифицирующему органу и применяются в отношении измеренных третьоктавных уровней звукового давления, определяемых на выходе анализатора.

3.9.6 Вносимое ветрозащитным экраном влияние в свободном поле для каждой третьоктавной номинальной средней частоты от 50 Гц до 10 кГц включительно определяется с использованием синусоидальных звуковых сигналов при соответствующих углах падения на установленный микрофон. Влияние, вносимое неповрежденным и незагрязненным ветрозащитным экраном, может определяться по данным изготовителя. Кроме того, вносимое ветрозащитным экраном влияние может определяться не более чем за шесть месяцев до каждого измерения шума воздушного судна, используя метод, принятый национальной метрологической лабораторией. Допустимое изменение вносимого влияния по сравнению с данными предыдущей калибровки в каждой третьоктавной полосе

частот не превышает 0,4 дБ. Поправки на вносимое ветрозащитным экраном влияние в свободном поле сообщаются сертифицирующему органу и применяются в отношении измеренных третьоктавных уровней звукового давления, определяемых на выходе анализатора.

3.9.7 Определяется частотная характеристика всей измерительной системы, исключая микрофон и ветрозащитный экран, конфигурация которой соответствует используемой в поле при измерении шума воздушного судна. Поправки определяются для каждой третьоктавной номинальной средней частоты от 50 Гц до 10 кГц включительно. Это определение осуществляется при уровне сигнала в пределах 5 дБ относительно уровня, соответствующего калибровочному уровню звукового давления в расчетном диапазоне уровней, с использованием "розового" случайного или псевдослучайного шума либо дискретных синусоидальных сигналов или синусоидальных сигналов с качающейся частотой. Поправки к частной характеристике сообщаются сертифицирующему органу и применяются в отношении измеренных третьоктавных уровней звукового давления, определяемых на выходе анализатора. Если поправки к частотной характеристике системы определяются не в полевых условиях, то в полевых условиях проводится проверка частотной характеристики с целью подтверждения целостности измерительной системы.

3.9.8 При использовании аналоговых (прямой и ЧМ-сигнал) магнитофонов в начале и в конце магнитной ленты на каждом носителе записи, например бобине, картридже или кассете, записывается "розовый" случайный или псевдослучайный шум продолжительностью по крайней мере 30 с. Данные о шуме воздушного судна, полученные на основании записей аналоговых магнитофонов, признаются действительными только в том случае, если различие уровней в третьоктавной полосе в 10 кГц не превышает 0,75 дБ для сигналов, записанных в начале и в конце магнитной ленты. В случае систем, использующих аналоговые (прямой и ЧМ-сигнал) магнитофоны, поправки к частотным характеристикам определяются по записям "розового" шума, сделанным в полевых условиях при размещении оборудования для измерения шума воздушного судна.

3.9.9 Характеристики переключаемых аттенюаторов в оборудовании, используемом при сертификационных измерениях шума и калибровке, проверяются не более чем за шесть месяцев до каждого измерения шума воздушного судна для подтверждения того, что максимальная погрешность не превышает 0,1 дБ. Точность изменения усиления проверяется или определяется с использованием спецификаций изготовителей в соответствии с требованиями сертифицирующего органа.

3.10 Корректив на фоновый шум

3.10.1 В точках измерения записывается (по крайней мере в течение 30 с) фоновый шум при установлении тех же уровней усиления сигналов в системе, которые используются для измерения авиационного шума. Записываемая выборка фонового шума соответствует шуму, который существует во время испытаний. Записываемые данные авиационного шума считаются приемлемыми только в том случае, если уровни фонового шума, когда они анализируются аналогичным образом и выражаются через PNL (см. п. 4.1.3 а)), по крайней мере на 20 дБ ниже максимального уровня воспринимаемого авиационного шума.

3.10.2 Уровни звукового давления авиационного шума в интервале между точками уменьшения уровня шума на 10 дБ (см. п. 4.5.1) превышают средние уровни фонового шума, о которых говорилось выше, по крайней мере на 3 дБ в каждой третьоктавной полосе или корректируются с использованием метода, аналогичного методу, описанному в разделе тома I *"Методики сертификации воздушных судов по шуму"* *Технического руководства по окружающей среде* (Doc 9501), касающемся корректировки уровней авиационного шума на воздействие фонового шума.

4. РАСЧЕТ ЭФФЕКТИВНОГО УРОВНЯ ВОСПРИНИМАЕМОГО ШУМА ПО ДАННЫМ ИЗМЕРЕННОГО ШУМА

4.1 Общие положения

4.1.1 Мерой количественной оценки сертификации по уровню шума является эффективный уровень воспринимаемого шума (EPNL), выраженный в единицах EPNдБ. EPNL является однозначным оценочным фактором, учитывающим субъективное воздействие авиационного шума на человека. Он состоит из мгновенного уровня воспринимаемого шума, PNL, с поправкой на неравномерность спектра и на продолжительность.

4.1.2 Для определения EPNL измеряются три основные физические характеристики авиационного шума: уровень, распределение по частотам и изменение во времени. Для этого требуется получить мгновенные уровни звукового давления в спектрах, состоящих из 24 третьоктавных полос, которые получаются для каждого полусекундного приращения времени в течение всей продолжительности измерения авиационного шума.

4.1.3 Методика расчета, в которой используются данные физических измерений шума для определения EPNL в качестве меры оценки субъективной реакции, состоит из следующих пяти этапов:

- a) уровень звукового давления в каждой из 24 третьоктавных полос в каждом измеренном полусекундном спектре преобразуется в воспринимаемую шумность с помощью метода в разделе 4.7. Значения ноев суммируются и затем преобразуются в мгновенные уровни воспринимаемого шума, $PNL(k)$ для каждого спектра, измеряемого в k -й момент времени с помощью метода в разделе 4.2;
- b) для учета субъективной реакции на наличие неравномерности спектра для каждого спектра с помощью метода в разделе 4.3 рассчитывается поправка на тональность, $C(k)$;
- c) для получения уровня воспринимаемого шума с поправкой на тон, $PNLT(k)$, для каждого спектра, поправка на тональность суммируется с уровнем воспринимаемого шума:

$$PNLT(k) = PNL(k) + C(k);$$

- d) уровни шума $PNLT(k)$ изучаются в плане изменения по времени для определения максимального значения $PNLTM$, как это определено методом в разделе 4.4, и продолжительности шума, как это определено методом в разделе 4.5;
- e) эффективный уровень воспринимаемого шума (EPNL) определяется путем логарифмического суммирования уровней $PNLT$ в течение продолжительности шума и нормирования продолжительности к 10 с с помощью метода в разделе 4.6.

4.2 Уровень воспринимаемого шума

Мгновенные уровни воспринимаемого шума, $PNL(k)$, вычисляются по мгновенным уровням звукового давления в третьоктавных полосах, $SPL(i,k)$, следующим образом:

Этап 1. Преобразуйте уровни $SPL(i,k)$ в каждой третьоктавной полосе от 50 до 10 000 Гц в воспринимаемую шумность $n(i,k)$, с помощью математического описания таблиц ноев, приведенного в разделе 4.7, или с помощью данных в разделе тома I "Методики сертификации воздушных судов по шуму" Технического руководства по окружающей среде (Doc 9501), касающемся справочных таблиц, используемых для вычисления вручную эффективного уровня воспринимаемого шума.

Этап 2. Сложите величины воспринимаемой шумности, $n(i,k)$, полученные на этапе 1, по следующей формуле:

$$N(k) = n(k) + 0,15 \left\{ \left[\sum_{i=1}^{24} n(i,k) \right] - n(k) \right\} = 0,85 n(k) + 0,15 \sum_{i=1}^{24} n(i,k),$$

где $n(k)$ – наибольшая из 24 величин $n(i,k)$, а $N(k)$ – суммарная воспринимаемая шумность.

Этап 3. Преобразуйте суммарную воспринимаемую шумность, $N(k)$, в уровень воспринимаемого шума, $PNL(k)$, по следующей формуле:

$$PNL(k) = 40,0 + \frac{10}{\log 2} \log N(k).$$

Примечание. График уровня воспринимаемого шума, $PNL(k)$, как функции суммарной воспринимаемой шумности, приведен в разделе тома I "Методики сертификации воздушных судов по шуму" Технического руководства по окружающей среде (Дос 9501), касающемся справочных таблиц, используемых для вычисления вручную эффективного уровня воспринимаемого шума.

4.3 Поправка на неравномерность спектра

4.3.1 Шум, имеющий заметные неравномерности спектра (например, максимальные дискретные составляющие или тона), корректируется путем введения поправки, $C(k)$, рассчитанной следующим образом:

Этап 1. За исключением вертолетов и воздушных судов с поворотными несущими винтами, для которых расчеты начинаются с полосы 50 Гц (полоса номер 1), начните со скорректированного уровня звукового давления в третьоктавной полосе 80 Гц (полоса номер 3), вычислите изменения уровня звукового давления (или "наклоны") в остальных третьоктавных полосах следующим образом:

$$\begin{aligned} s(3,k) &= \text{нет значения;} \\ s(4,k) &= \text{SPL}(4,k) - \text{SPL}(3,k); \\ &\bullet \\ &\bullet \\ &\bullet \\ s(i,k) &= \text{SPL}(i,k) - \text{SPL}(i-1,k); \\ &\bullet \\ &\bullet \\ &\bullet \\ s(24,k) &= \text{SPL}(24,k) - \text{SPL}(23,k). \end{aligned}$$

Этап 2. Обведите кружком те значения наклона, $s(i,k)$, для которых абсолютная величина изменения наклона больше 5, т. е. те, для которых:

$$|\Delta s(i,k)| = |s(i,k) - s(i-1,k)| > 5.$$

Этап 3.

- а) Если обведенное значение наклона $s(i,k)$ положительно и алгебраически больше, чем наклон $s(i-1,k)$, обведите кружком $\text{SPL}(i,k)$.

- b) Если обведенное значение наклона $s(i,k)$ равно нулю или отрицательно, а наклон $s(i-1,k)$ положителен, обведите кружком $SPL(i-1,k)$.
- c) Во всех других случаях никакие значения уровней звукового давления обводить кружком не нужно.

Этап 4. Вычислите новые исправленные уровни звукового давления $SPL'(i,k)$ следующим образом:

- a) Для необведенных значений уровней звукового давления приравняйте новые уровни звукового давления к первоначальным уровням звукового давления, т. е. $SPL'(i,k) = SPL(i,k)$.
- b) Для обведенных значений уровней звукового давления в полосах 1–23 включительно приравняйте новый уровень звукового давления к среднему арифметическому предыдущего и последующего уровней звукового давления:

$$SPL'(i,k) = \frac{1}{2} [SPL(i-1,k) + SPL(i+1,k)].$$

- c) Если значение уровней звукового давления в наивысшей полосе частот ($i = 24$) обведено кружком, приравняйте новый уровень звукового давления в этой полосе к:

$$SPL'(24,k) = SPL(23,k) + s(23,k).$$

Этап 5. Пересчитайте новые наклоны $s'(i,k)$, включая один дополнительный для условной 25-й полосы, следующим образом:

$$\begin{aligned} s'(3,k) &= s'(4,k); \\ s'(4,k) &= SPL'(4,k) - SPL'(3,k); \\ &\cdot \\ &\cdot \\ &\cdot \\ s'(i,k) &= SPL'(i,k) - SPL'(i-1,k); \\ &\cdot \\ &\cdot \\ &\cdot \\ s'(24,k) &= SPL'(24,k) - SPL'(23,k); \\ s'(25,k) &= s'(24,k). \end{aligned}$$

Этап 6. Для значений i от 3 до 23 (или от 1 до 23 для вертолетов) вычислите среднее арифметическое трех соседних наклонов следующим образом:

$$\bar{s}(i,k) = \frac{1}{3} [s'(i,k) + s'(i+1,k) + s'(i+2,k)].$$

Этап 7. Вычислите окончательные уровни звукового давления в третьоктавных полосах $SPL''(i,k)$, начиная с полосы номер 3 (или полосы номер 1 для вертолетов) и кончая полосой номер 24, следующим образом:

$$\begin{aligned} SPL''(3,k) &= SPL(3,k) \\ SPL''(4,k) &= SPL''(3,k) + \bar{s}(3,k); \\ &\cdot \\ &\cdot \\ &\cdot \\ SPL''(i,k) &= SPL''(i-1,k) + \bar{s}(i-1,k); \\ &\cdot \\ &\cdot \\ &\cdot \\ SPL''(24,k) &= SPL''(23,k) + \bar{s}(23,k). \end{aligned}$$

Этап 8. Вычислите разности, $F(i,k)$, между первоначальными уровнями звукового давления и окончательными уровнями давления широкополосного шума следующим образом:

$$F(i,k) = \text{SPL}(i,k) - \text{SPL}''(i,k)$$

и отметьте только значения, равные 1,5 или больше.

Этап 9. Для каждой из соответствующих третьоктавных полос (3–24) по разности уровней звукового давления $F(i,k)$ и по таблице A2-2 определите поправки на тональность.

Этап 10. Обозначьте наибольшую из поправок на тональность, определенную на этапе 9, как $C(k)$. Пример расчета поправки на тональность приводится в разделе тома I "Методики сертификации воздушных судов по шуму" Технического руководства по окружающей среде (Дос 9501), касающемся справочных таблиц, используемых для вычисления вручную эффективного уровня воспринимаемого шума.

Уровни воспринимаемого шума с поправкой на тональность, $\text{PNLT}(k)$, определяются путем прибавления величин $C(k)$ к соответствующим значениям $\text{PNL}(k)$, т. е.:

$$\text{PNLN}(k) = \text{PNL}(k) + C(k).$$

Для любой i -й третьоктавной полосы в любое k -е приращение времени, поправка на тональность которой, как предполагается, является результатом чего-то, помимо действительного тона или какого-то дополнительного фактора (или какой-либо неравномерности спектра, помимо авиационного шума), может быть проведен дополнительный анализ с использованием фильтра с полосой более узкой, чем 1/3 октавы. Если узкополосный анализ подтвердит это предположение, то на основании узкополосного анализа для этой конкретной третьоктавной полосы определяется пересмотренная величина уровня широкополосного звукового давления, $\text{SPL}'(i,k)$, которая используется для расчета новой поправки на тональность.

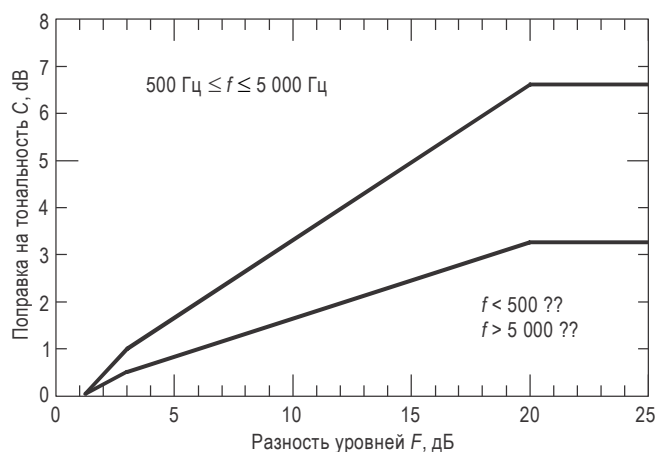
Примечание. Могут использоваться другие методы устранения ошибочных коррекций тональности, описанные в главе 4 тома I "Методики сертификации воздушных судов по шуму" Технического руководства по окружающей среде (Дос 9501).

4.3.2 Эта методика приведет к недооценке EPNL, если значимый тон обладает такой частотой, которая записывается на двух соседних третьоктавных полосах. Для удовлетворения требований сертифицирующего органа демонстрируется:

либо тот факт, что это не происходит,

либо тот факт, что если это и происходит, то поправка на тональность при этом сводится к величине, которая бы имела, если бы тон был записан полностью на одной третьоктавной полосе.

Таблица А2-2. Поправки на тональность



Частота f , Гц	Разность уровней F , дБ	Поправка на тональность C , дБ
$50 \leq f < 500$	$1\frac{1}{2} \leq F < 3$	$F/3 - \frac{1}{2}$
	$3 \leq F < 20$	$F/6$
	$20 \leq F$	$3\frac{1}{3}$
$500 \leq f \leq 5\,000$	$1\frac{1}{2} \leq F < 3$	$2F/3 - 1$
	$3 \leq F < 20$	$F/3$
	$20 \leq F$	$6\frac{2}{3}$
$5\,000 < f \leq 10\,000$	$1\frac{1}{2} \leq F < 3$	$F/3 - \frac{1}{2}$
	$3 \leq F < 20$	$F/6$
	$20 \leq F$	$3\frac{1}{3}$

* См. этап 8 в п. 4.3.1.

4.4 Максимальный уровень воспринимаемого шума с поправкой на тональность

4.4.1 Уровни воспринимаемого шума с поправкой на тональность, $PNLT(k)$, рассчитываются по измеренным полусекундным значениям SPL в соответствии с методом, изложенным в разделе 4.3. Максимальный уровень воспринимаемого шума с поправкой на тональность, $PNLTM$, представляет собой максимальное значение $PNLT(k)$, по необходимости скорректированное на наличие разделения на полосы с помощью методов в разделе 4.4.2. Связанное с $PNLTM$ приращение обозначается k_M .

Примечание. На рис. А2-2 изображен пример изменения пролетного шума во времени, на котором четко обозначено максимальное значение.

4.4.2 Тональность при $PNLTM$ может подавляться из-за разделения этого тона на третьоктавные полосы. Для того чтобы это установить, рассчитывается усредненное значение поправок на тональность спектра $PNLTM$ и двух предыдущих и двух последующих спектров. Если значение поправки на тональность $C(k_M)$ для спектра, связанного с

PNLTM, меньше, чем среднее значение $C(k)$ для пяти последующих спектров $(k_M-2) - (k_M+2)$, то для вычисления корректировки разделения на полосы, Δ_B , используется среднее значение C_{avg} , и значение PNLTM корректируется на разделение на полосы.

$$C_{avg} = [C(k_M-2) + C(k_M-1) + C(k_M) + C(k_M+1) + C(k_M+2)] / 5.$$

Если $C_{avg} > C(k_M)$, тогда $\Delta_B = C_{avg} - C(k_M)$ и

$$PNLTM = PNLT(k_M) + \Delta_B.$$

4.4.3 Для расчета EPNL должно использоваться значение PNLTM, скорректированное на разделение на полосы.

4.5 Продолжительность шума

4.5.1 Пределы продолжительности шума ограничиваются первой и последней точками уменьшения уровня шума на 10 дБ. Они определяются путем изучения изменения $PNLT(k)$ во времени относительно PNLTM:

- а) определяется самое первое значение $PNLT(k)$, которое превышает $PNLTM - 10$ дБ. Производится сравнение этого значения и значения $PNLT$ для предыдущей точки. Та из этих двух точек, которая ассоциируется с ближайшим значением к $PNLTM - 10$ дБ, определяется в качестве первой точки уменьшения на 10 дБ. Связанное с этим приращение обозначается как k_F ;
- б) определяется последнее значение $PNLT(k)$, которое превышает $PNLTM - 10$ дБ. Производится сравнение этого значения и значения $PNLT$ для следующей точки. Та из этих двух точек, которая ассоциируется с ближайшим значением к $PNLTM - 10$ дБ, определяется как последняя точка уменьшения на 10 дБ. Связанное с этим приращение обозначается как k_L .

Примечание. На рис. А2-2 показан выбор первой и последней точек уменьшения на 10 дБ, k_F и k_L .

4.5.2 Продолжительность шума в секундах равняется числу значений $PNLT(k)$ от k_F до k_L включительно, умноженному на 0,5.

4.5.3 Значение PNLTM, используемое для определения точек уменьшения на 10 дБ, должно включать корректировку на наличие разделения на полосы, Δ_B , с помощью метода, изложенного в разделе 4.4.2.

4.6 Эффективный уровень воспринимаемого шума

4.6.1 Если мгновенный уровень воспринимаемого шума с поправкой на тональность выражен через непрерывную функцию во времени, $PNLT(t)$, то эффективный уровень воспринимаемого шума, EPNL, будет определяться как уровень, в EPNдБ, интеграла во времени $PNLT(t)$ в течение продолжительности воздействия шума, нормированного к исходной продолжительности, t_0 , равной 10 с. Продолжительность воздействия шума ограничивается t_1 , временем, когда $PNLT(t)$ в первой точке равно $PNLTM - 10$, и t_2 , временем, когда $PNLT(t)$ в последней точке равно $PNLTM - 10$.

$$EPNL = 10 \log \frac{1}{t_0} \int_{t_1}^{t_2} 10^{0,1 PNL T(t)} dt.$$

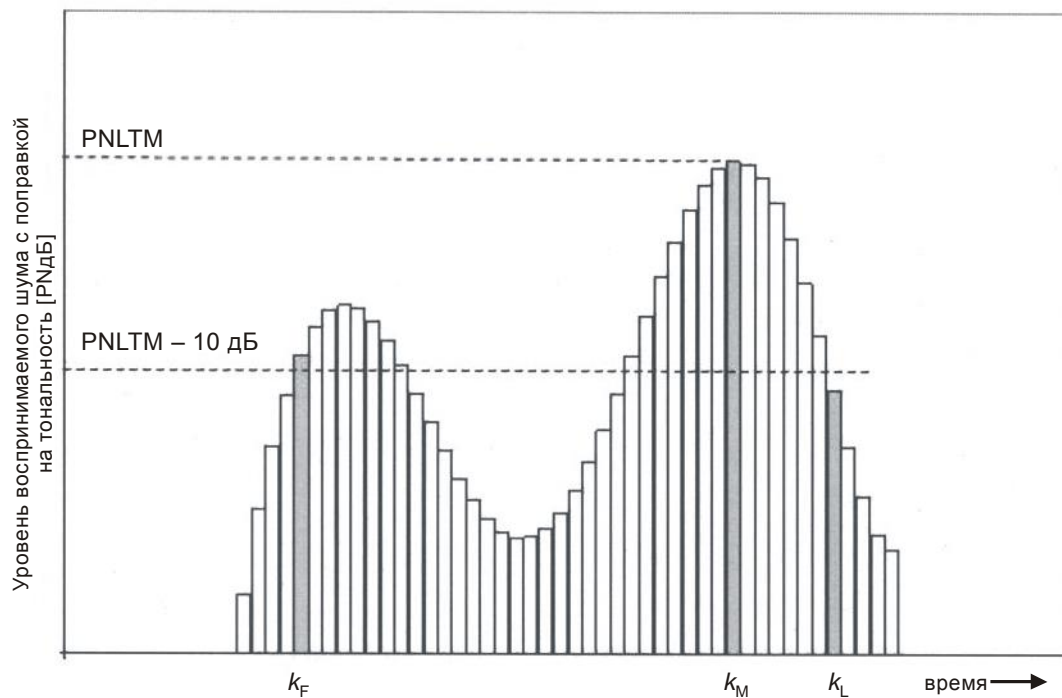


Рис. А2-2. Пример изменения пролетного шума во времени

4.6.2 На практике PNLT не выражается через непрерывную функцию во времени, поскольку он вычисляется по дискретным значениям $PNLT(k)$ через каждый полусекундный интервал. В этом случае базовое рабочее определение EPNL получается путем замены интеграла в разделе 4.6.1 следующей формулой суммирования:

$$EPNL = 10 \log \frac{1}{t_0} \sum_{k_F}^{k_L} 10^{0,1PNLT(k)} \Delta t.$$

Для $t_0 = 10$ и $\Delta t = 0,5$ данное выражение можно упростить следующим образом:

$$EPNL = 10 \log \sum_{k_F}^{k_L} 10^{0,1PNLT(k)} - 13.$$

Примечание. 13 дБ является постоянной, связывающей полусекундные значения $PNLT(k)$ с 10-секундной исходной продолжительностью t_0 : $10 \log (0,5/10) = -13$.

4.6.3 Значение PNLTM, используемое для определения EPNL, должно включать коррективку на присутствие разделения на полосы, Δ_B , с помощью метода в разделе 4.4.2

4.7 Математическое описание таблиц ноев

4.7.1 Соотношение между уровнем звукового давления (SPL) и логарифмом воспринимаемой шумности иллюстрируется в таблице A2-3 и на рис. A2-3.

4.7.2 Основными параметрами математического описания являются:

- a) наклоны прямых линий ($M(b)$, $M(c)$, $M(d)$ и $M(e)$);
- b) точки пересечения этих линий с осью SPL ($SPL(b)$ и $SPL(c)$);
- c) координаты точек изломов, $SPL(a)$ и $\log n(a)$; $SPL(d)$ и $\log n = -1,0$; $SPL(e)$ и $\log n = \log (0,3)$.

4.7.3 Формулы приобретают следующий вид:

- a) $SPL \geq SPL(a)$
 $n = \text{antilog} \{M(c) [SPL - SPL(c)]\};$
- b) $SPL(b) \leq SPL < SPL(a)$
 $n = \text{antilog} \{M(b) [SPL - SPL(b)]\};$
- c) $SPL(e) \leq SPL < SPL(b)$
 $n = 0,3 \text{ antilog} \{M(e) [SPL - SPL(e)]\};$
- d) $SPL(d) \leq SPL < SPL(e)$
 $n = 0,1 \text{ antilog} \{M(d) [SPL - SPL(d)]\}.$

4.7.4 В таблице A2-3 указаны значения констант, необходимых для вычисления воспринимаемой шумности в зависимости от уровня звукового давления.

5. ПРЕДСТАВЛЕНИЕ ДАННЫХ СЕРТИФИЦИРУЮЩЕМУ ОРГАНУ



5.1 Общие положения

5.1.1 Данные, представляющие собой физические измерения или поправки к измеренным данным, регистрируются в постоянной форме и прикладываются к записи.

5.1.2 Все поправки утверждаются сертифицирующим органом. В частности, представляются поправки к измерениям на отклонения характеристик аппаратуры.

5.1.3 В случае необходимости представляются величины отдельных ошибок при каждой операции по получению окончательных данных.

Таблица А2-3. Константы для математического описания шумности в ноях

ПОЛОСА (i)	ПОЛОСА ИСО	f Гц	SPL(a)	SPL(b)	SPL(c)	SPL(d)	SPL(e)	$M(b)$	$M(c)$	$M(d)$	$M(e)$
1	17	50	91,0	64	52	49	55	0,043478	0,030103	0,079520	0,058098
2	18	63	85,9	60	51	44	51	0,040570	0,030103	0,068160	0,058098
3	19	80	87,3	56	49	39	46	0,036831	0,030103	0,068160	0,052288
4	20	100	79,0	53	47	34	42	0,036831	0,030103	0,059640	0,047534
5	21	125	79,8	51	46	30	39	0,035336	0,030103	0,053013	0,043573
6	22	160	76,0	48	45	27	36	0,033333	0,030103	0,053013	0,043573
7	23	200	74,0	46	43	24	33	0,033333	0,030103	0,053013	0,040221
8	24	250	74,9	44	42	21	30	0,032051	0,030103	0,053013	0,037349
9	25	315	94,6	42	41	18	27	0,030675	0,030103	0,053013	0,034859
10	26	400	∞	40	40	16	25	0,030103	<div style="text-align: center;">  НЕ ПРИМЕНЯЕТСЯ  </div>	0,053013	0,034859
11	27	500	∞	40	40	16	25	0,030103		0,053013	0,034859
12	28	630	∞	40	40	16	25	0,030103		0,053013	0,034859
13	29	800	∞	40	40	16	25	0,030103		0,053013	0,034859
14	30	1 000	∞	40	40	16	25	0,030103		0,053013	0,034859
15	31	1 250	∞	38	38	15	23	0,030103		0,059640	0,034859
16	32	1 600	∞	34	34	12	21	0,029960		0,053013	0,040221
17	33	2 000	∞	32	32	9	18	0,029960		0,053013	0,037349
18	34	2 500	∞	30	30	5	15	0,029960		0,047712	0,034859
19	35	3 150	∞	29	29	4	14	0,029960		0,047712	0,034859
20	36	4 000	∞	29	29	5	14	0,029960		0,053013	0,034859
21	37	5 000	∞	30	30	6	15	0,029960		0,053013	0,034859
22	38	6 300	∞	31	31	10	17	0,029960	0,029960	0,068160	0,037349
23	39	8 000	44,3	37	34	17	23	0,042285	0,029960	0,079520	0,037349
24	40	10 000	50,7	41	37	21	29	0,042285	0,029960	0,059640	0,043573

5.2 Представление данных

5.2.1 Измеренные и скорректированные уровни звукового давления представляются в виде уровней третьоктавных полос, полученных с помощью аппаратуры, отвечающей Стандартам, изложенным в разделе 3 данного добавления.

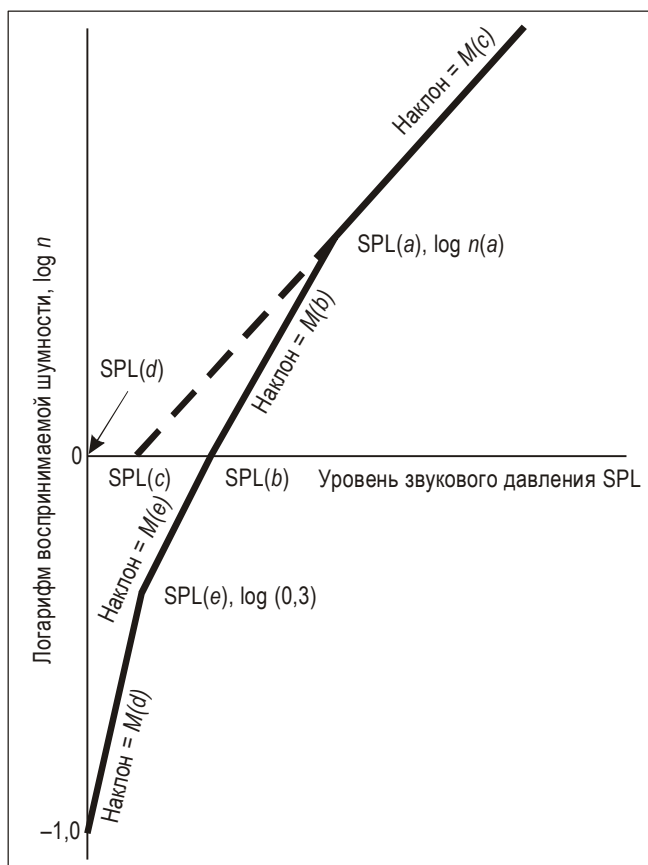


Рис. А2-3. Зависимость воспринимаемой шумности от уровня звукового давления

5.2.2 Указывается тип аппаратуры, использованной для измерения и анализа всех акустических характеристик и метеорологических данных.

5.2.3 Указываются следующие атмосферные данные об окружающей среде, измеренные непосредственно перед каждым испытанием, после или во время него в точках наблюдения, указанных выше в разделе 2 данного добавления:

- а) температура воздуха и относительная влажность,
- б) скорости ветра и направления ветра,
- в) атмосферное давление.

5.2.4 Приводятся замечания по топографии местности, состоянию поверхности и другим факторам, которые могли бы отразиться на записи звука.

5.2.5 Приводится следующая информация о самолете:

- а) тип, модель и серийные номера (при наличии таковых) воздушного судна, двигателей, воздушных винтов или роторов (в части, их касающейся);

- b) габариты воздушного судна и расположение двигателей и роторов (если применимо);
- c) полная масса воздушного судна при каждом испытании и диапазон положений центра тяжести при каждой серии испытаний;
- d) конфигурация воздушного судна, в том числе положение закрылков, аэродинамических тормозов и шасси, а также углы установки лопастей воздушного винта (если применимо);
- e) работают ли вспомогательные силовые установки (ВСУ), если они установлены;
- f) состояние систем отбора воздуха и мощности от двигателей;
- g) приборная воздушная скорость в км/ч (уз);
- h)
 - 1) для реактивных самолетов: характеристики двигателя, в том числе номинальная величина тяги, перепады давления в двигателе, температуры выхлопной струи и скорость вращения вала вентилятора или компрессора, определенные бортовой аппаратурой или по данным изготовителя;
 - 2) для винтовых самолетов: характеристики двигателя, в том числе эффективная мощность двигателя и остаточная тяга или эквивалентная мощность на валу или крутящий момент двигателя и скорость вращения винта, определенные бортовой аппаратурой или по данным изготовителя;
 - 3) для вертолетов: характеристики двигателя и скорость вращения ротора в оборотах в минуту при каждом демонстрационном испытании;
- i) траектория полета и путевая скорость воздушного судна при каждом демонстрационном испытании;
- j) любые модификации воздушного судна или нестандартное оборудование, утвержденные сертифицирующим органом, которые, вероятно, могут оказать влияние на характеристики воздушного судна по шуму.

5.3 Указание исходных условий сертификации по шуму

Данные о местоположении и характеристиках воздушного судна, а также измерения шума приводятся к исходным условиям сертификации по шуму, как указано в соответствующей главе части II, и эти условия, включая исходные параметры, методику и конфигурации, указываются.

5.4 Действительность результатов

5.4.1 По результатам испытаний получают и сообщаются три средних исходных значения EPNL и их 90-процентные доверительные пределы; каждая из этих величин является средней арифметической скорректированных акустических измерений всех действительных испытаний в соответствующей точке измерения (при взлете, при заходе на посадку или сбоку от ВПП или при пролете в случае вертолетов). Если используется более одной акустической измерительной системы в какой-либо одной точке измерения, результирующие данные при каждом испытании усредняются до одного измерения. В случае вертолетов для каждого полета результирующие данные испытаний с использованием трех микрофонов усредняются до одного измерения. Расчеты выполняются посредством:

- a) вычисления среднеарифметического значения для каждого этапа полета, используя величины, полученные в каждой контрольной точке установки микрофона;

- б) вычисления общего среднеарифметического значения для каждого соответствующего исходного условия (при взлете, пролете или заходе на посадку), используя величины, указанные в подпункте а), и соответствующих 90-процентных доверительных пределов.

Примечание. В отношении вертолетов полет считается репрезентативным только в том случае, если замеры выполнены одновременно во всех трех точках измерения шума.

5.4.2 Минимально допустимое количество измерений для каждой из трех измерительных точек для самолетов и для каждого набора из трех микрофонов для вертолетов равно 6. Проводится достаточно большое количество измерений, чтобы для каждого из трех средних сертифицируемых уровней шума статистически получить 90-процентный доверительный предел, не превышающий $\pm 1,5$ ЕРНдБ. Из процесса усреднения нельзя исключить ни одного результата испытаний без специального разрешения сертифицирующего органа.

Примечание. Методы вычисления 90-процентного доверительного интервала приводятся в разделе тома I "Методики сертификации воздушных судов по шуму" Технического руководства по окружающей среде (Doc 9501), касающегося расчета доверительных интервалов.

5.4.3 Средние значения EPNL, полученные вышеуказанным путем, являются теми величинами, по которым оцениваются шумовые характеристики воздушного судна по отношению к критериям сертификации по шуму.

6. ЗАРЕЗЕРВИРОВАНО

7. ЗАТУХАНИЕ ЗВУКА В ВОЗДУХЕ

7.1 Атмосферное затухание звука определяется в соответствии с приведенной ниже методикой.

7.2 Соотношение между затуханием звука, частотой, температурой и влажностью выражается следующими формулами:

$$\alpha(i) = 10^{[2,05 \log(f_0/1000) + 1,1394 \times 10^{-3} \times T - 1,916984]} + \eta(\delta) \times 10^{[\log(f_0) + 8,42994 \times 10^{-3} \times T - 2,755624]},$$

$$\delta = \sqrt{\frac{1010}{f_0}} 10^{(\log RH - 1,328924 + 3,179768 \times 10^{-2} \times T)} \times 10^{(-2,173716 \times 10^{-4} \times T^2 + 1,7496 \times 10^{-6} \times T^3)},$$

где

$\eta(\delta)$ – определяется по таблице А2-4, а f_0 – по таблице А2-5;

$\alpha(i)$ – коэффициент затухания в дБ/100 м;

T – температура в °С;

RH – относительная влажность в процентах.

7.3 Формулы в п. 7.2 удобно использовать при вычислениях с помощью ЭВМ.

Таблица А2-4. Значения $\eta(\delta)$

δ	$\eta(\delta)$	δ	$\eta(\delta)$
0,00	0,000	2,50	0,450
0,25	0,315	2,80	0,400
0,50	0,700	3,00	0,370
0,60	0,840	3,30	0,330
0,70	0,930	3,60	0,300
0,80	0,975	4,15	0,260
0,90	0,996	4,45	0,245
1,00	1,000	4,80	0,230
1,10	0,970	5,25	0,220
1,20	0,900	5,70	0,210
1,30	0,840	6,05	0,205
1,50	0,750	6,50	0,200
1,70	0,670	7,00	0,200
2,00	0,570	10,00	0,200
2,30	0,495		

При необходимости используется квадратичная интерполяция.

Таблица А2-5. Значения f_o

Центральная частота 1/3-октавных полос (Γ)		Центральная частота 1/3-октавных полос (Γ)	
f_o (Γ)		f_o (Γ)	
50	50	800	800
63	63	1 000	1 000
80	80	1 250	1 250
100	100	1 600	1 600
125	125	2 000	2 000
160	160	2 500	2 500
200	200	3 150	3 150
250	250	4 000	4 000
315	315	5 000	4 500
400	400	6 300	5 600
500	500	8 000	7 100
630	630	10 000	9 000

8. КОРРЕКТИВ К РЕЗУЛЬТАТАМ ЛЕТНЫХ ИСПЫТАНИЙ ВОЗДУШНЫХ СУДОВ

8.1 Профили полета и геометрия шума

Профили полета как для условий испытания, так и для исходных условий характеризуются их геометрией по отношению к земной поверхности, рассматриваемой путевой скорости воздушного судна и, в случае самолетов, к рассматриваемым параметрам шумовых характеристик двигателя, используемым для определения акустического излучения самолета. Описание типичных профилей полета воздушных судов приводится в п. 8.1.1 для самолетов и в п. 8.1.2 для вертолетов.

Примечание. Упомянутая в пп. 8.1.1 и 8.1.2 "траектория полета при измерении шума" определяется в соответствии с требованиями п. 2.3.2.

8.1.1 Профили полетов самолетов

8.1.1.1 Характеристики исходного профиля сбоку от ВПП на режиме полной мощности

На рис. А2-4 показаны характеристики профиля для методики взлета самолета при измерениях шума, производимых в точках измерения шума сбоку от ВПП на режиме полной мощности:

- самолет начинает разбег в точке А и производит отрыв в точке В на режиме полной мощности при взлете. Угол набора высоты увеличивается между точками В и С. От точки С угол набора высоты является постоянным до точки F, окончание траектории полета при измерении шума;

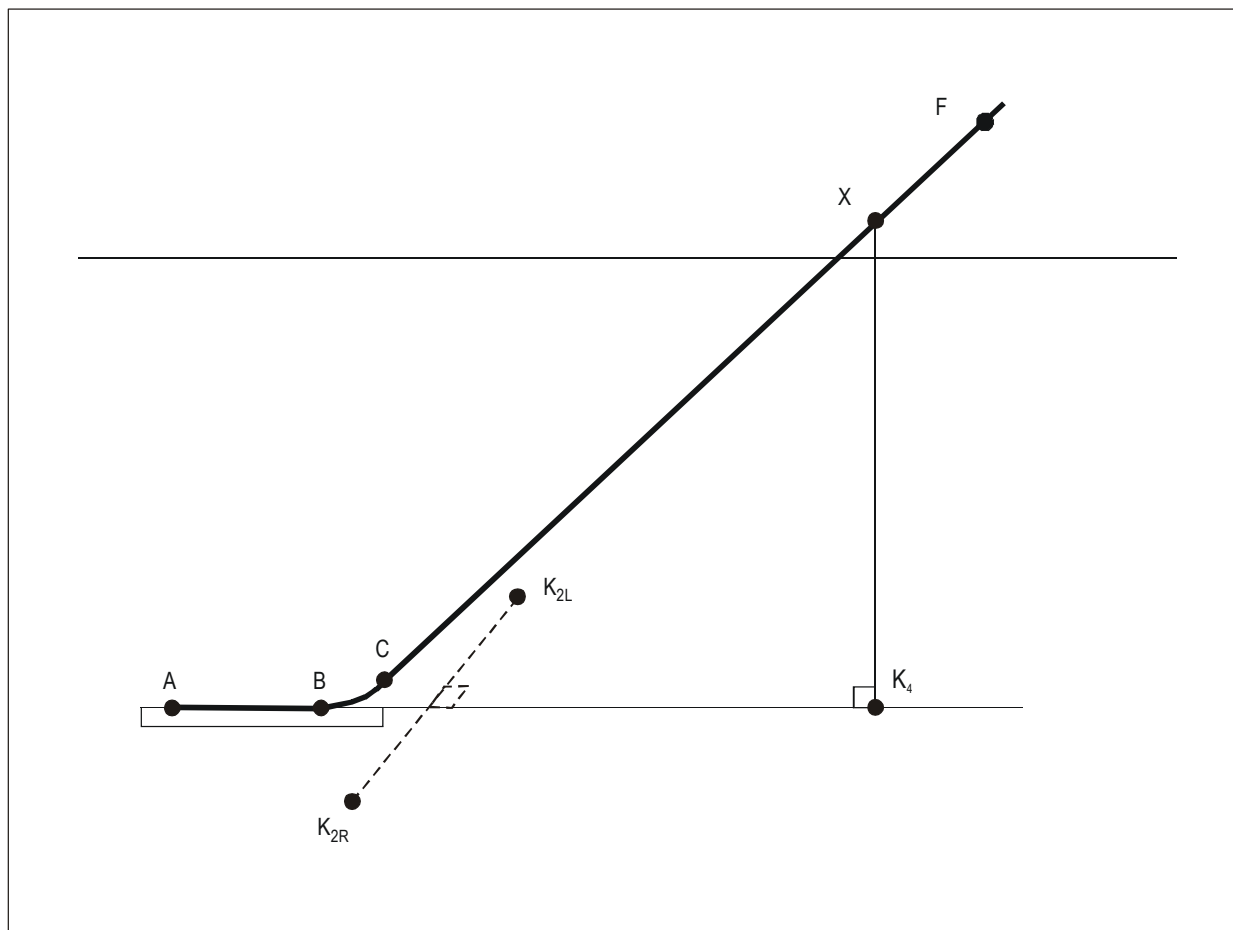


Рис. А2-4. Характеристики исходного профиля самолета на режиме полной мощности для измерения шума сбоку от ВПП

- б) точки K_{2L} и K_{2R} являются точками измерения шума сбоку от ВПП для реактивных самолетов, находящимися на линии, параллельной осевой линии ВПП, и на указанном расстоянии перпендикулярно ей, где уровень шума при взлете является максимальным. Точка K_4 является точкой измерения шума "сбоку" от ВПП при режиме полной мощности для винтовых самолетов, находящейся на продолжении осевой линии ВПП по вертикали от точки на траектории набора высоты, где самолет находится на указанной высоте.

8.1.1.2 Характеристики исходного пролетного профиля

На рис. А2-5 показаны характеристики профиля для методики взлета самолета при измерениях шума в точке измерения пролетного шума:

- а) самолет начинает разбег в точке А и производит отрыв в точке В на режиме полной мощности при взлете. Угол набора высоты увеличивается между точками В и С. От точки С угол набора высоты является постоянным до точки D, в которой начинается уменьшение тяги (или мощности). В точке Е тяга (или мощность) и угол набора высоты еще раз стабилизируются, и самолет продолжает набор высоты с постоянным углом до точки F, окончание траектории полета при измерении шума.

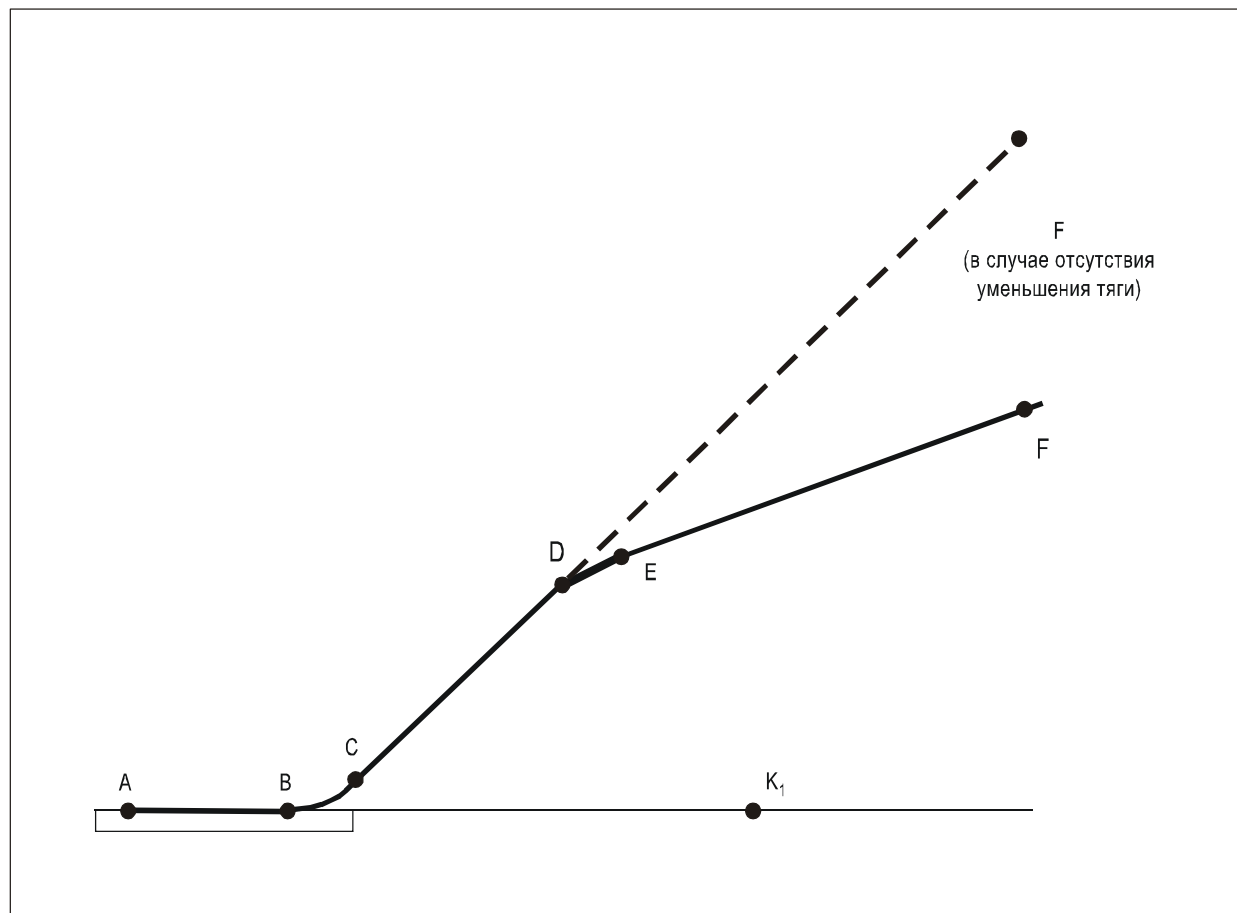


Рис. А2-5. Исходные характеристики профиля пролета самолета

Примечание. Пролетный профиль может выполняться без уменьшения тяги (мощности), и в этом случае точка С будет продолжена до точки D с постоянным углом набора высоты;

- б) точка K_1 является точкой измерения пролетного шума, а AK_1 является указанным расстоянием от начала разбега до точки измерения пролетного шума.

8.1.1.3 Характеристики исходного профиля захода на посадку

На рис. А2-6 показаны характеристики профиля для методики захода самолета на посадку при измерениях шума, производимых в точках измерения шума при заходе на посадку:

- а) самолет первоначально стабилизируется в точке G с указанным углом наклона глиссады и продолжает полет через точку H и точку I, приземляясь на ВПП в точке J;
- б) точка K_3 является точкой измерения шума при заходе на посадку, а K_3O – указанным расстоянием от точки измерения шума при заходе на посадку до порога ВПП.

Примечание. Контрольной точкой для самолета при измерениях в процессе захода на посадку является антенна ILS.

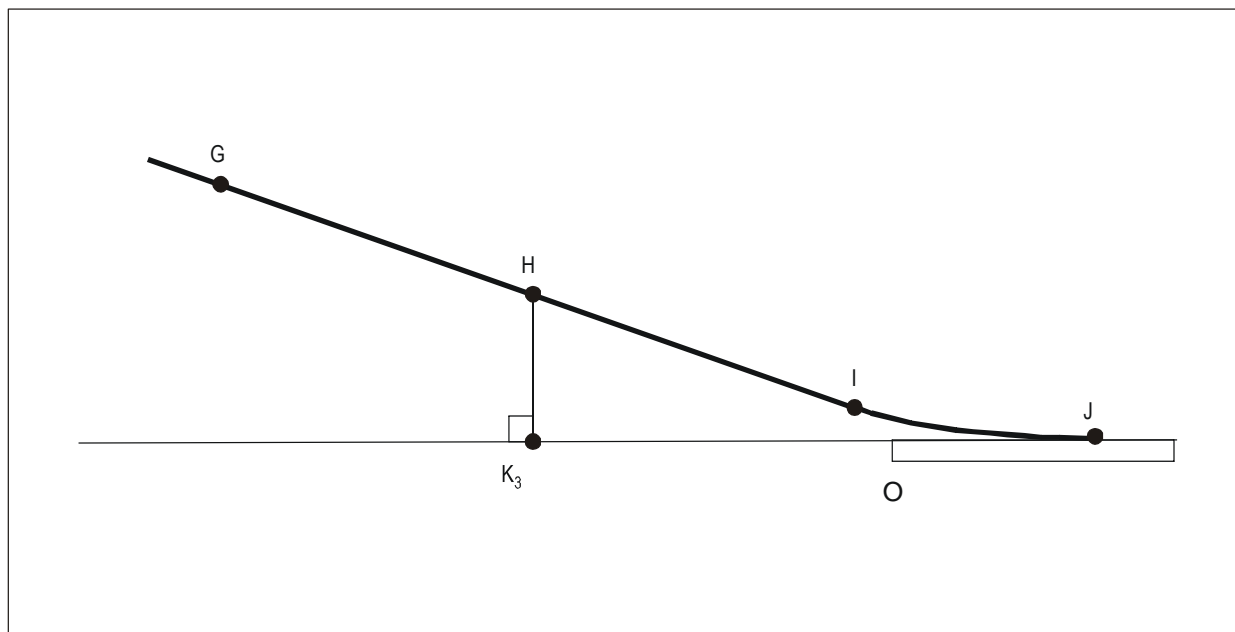


Рис. А2-6. Характеристики исходного профиля захода на посадку самолета

8.1.2 Профили полетов вертолетов

8.1.2.1 Характеристики исходного профиля при взлете

На рис. А2-7 показаны характеристики профиля для методики взлета вертолетов при измерениях шума, производимых в точках измерения шума при взлете:

- вертолет первоначально стабилизируется в горизонтальном полете в точке А при скорости, соответствующей наивыгоднейшей скороподъемности, V_Y . Вертолет продолжает полет до точки В, где применяется взлетный режим мощности, и начинает установившийся набор высоты. Установившийся набор высоты сохраняется до точки Х и далее до точки F, окончание траектории полета при измерении шума;
- точка K_1 является точкой измерения шума при взлете, а NK_1 – указанным расстоянием от начала установившегося набора высоты до контрольной точки измерения шума при взлете. Точки K_1' и K_1'' являются соответствующими точками измерения шума, расположенными на линии $K_1'K_1''$ до K_1 под прямым углом к линии пути взлета ТМ и на указанном удалении по обе стороны от K_1 .

Примечание. На практике точка, в которой будет применяться взлетный режим мощности, будет расположена на определенном расстоянии до точки В.

8.1.2.2 Характеристики исходного профиля пролета

На рис. А2-8 показаны характеристики профиля для методики пролета вертолета при измерениях шума, производимых в точках измерения пролетного шума:

- вертолет стабилизируется в горизонтальном полете в точке D и выполняет полет через точку W над точкой измерения пролетного шума K_2 до точки E, окончание траектории полета при измерении шума;

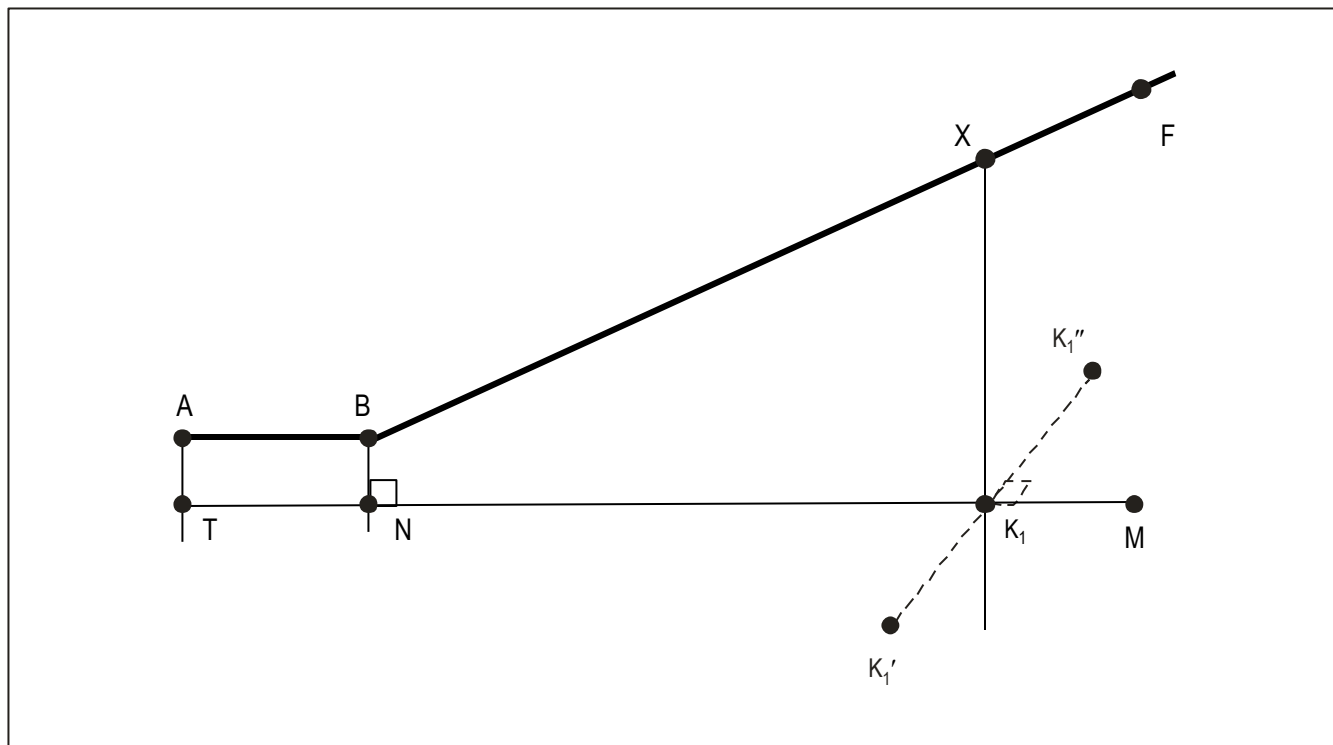


Рис. А2-7. Характеристики исходного профиля взлета вертолета

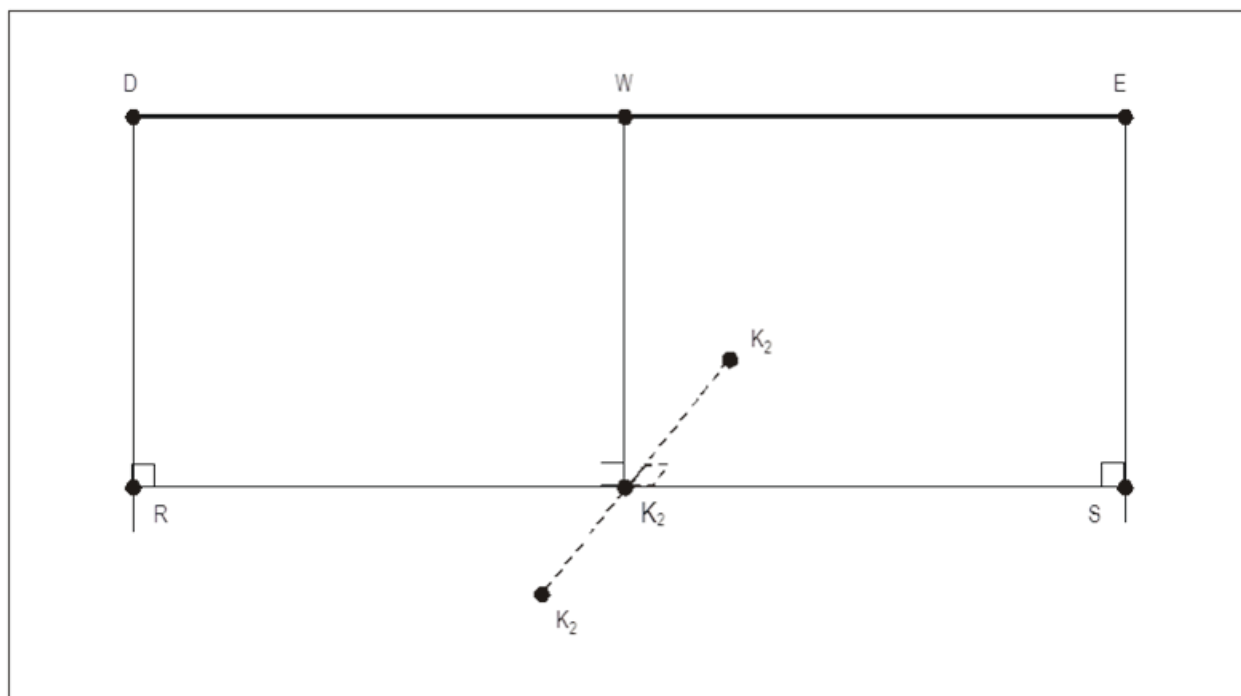


Рис. А2-8. Характеристики исходного профиля пролета вертолета

- б) точка K_2 является точкой измерения пролетного шума, а K_2W – указанной высотой вертолета над контрольной точкой измерения шума. Точки K_2' и K_2'' являются соответствующими точками измерения шума, расположенными на линии $K_2'K_2''$ через K_2 под прямым углом к линии пути пролета RS и на указанном расстоянии по обе стороны от K_2 .

8.1.2.3 Характеристики исходного профиля захода на посадку

На рис. А2-9 показаны характеристики профиля для методики захода вертолета на посадку при измерениях шума, производимых в точках измерения шума при заходе на посадку:

- а) вертолет первоначально стабилизируется в точке G на глиссаде с указанным углом наклона и продолжает полет через точку H и точку I, приземляясь в точке J;
- б) точка K_3 является точкой измерения шума при заходе на посадку, а K_3H – указанной высотой вертолета над точкой измерения шума при заходе на посадку. Точки K_3' и K_3'' являются соответствующими точками измерения шума, расположенными на линии $K_3'K_3''$ под прямым углом к линии пути траектории захода на посадку PU и на указанном расстоянии по обе стороны от K_3 .

8.1.3 Коррективы к измеренным уровням на основании измеренного и исходного профиля при расчете EPNL

Примечание. Упомянутый в настоящем разделе "полезный участок измеряемой траектории полета" определяется в соответствии с требованиями п. 2.3.2.

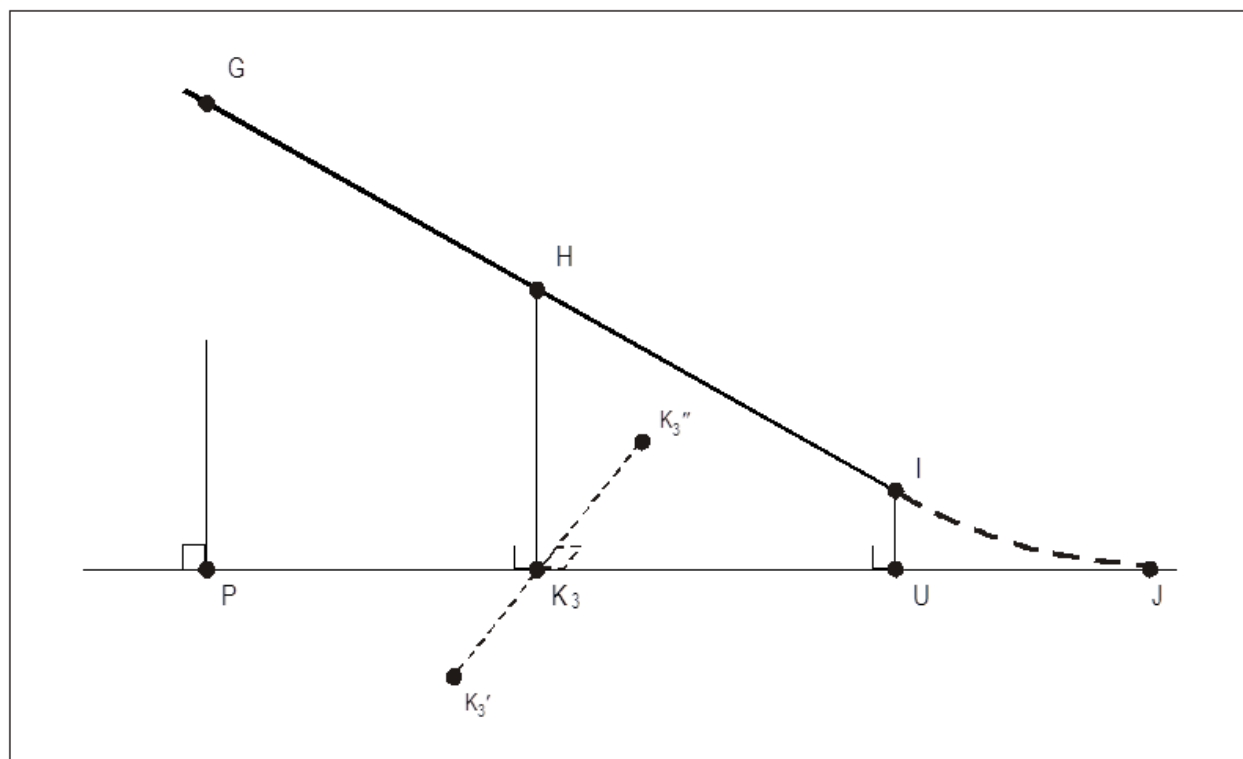


Рис. А2-9. Характеристики исходного профиля захода на посадку вертолета

8.1.3.1 Если микрофон установлен под траекторией полета, участки траектории полета при испытаниях и исходные траектории полета, которые имеют значение для корректировки измеренных уровней шума при приведении измеренного профиля к исходному профилю в расчете EPNL, показаны на рис. A2-10, где:

- а) ХУ представляет собой полезный участок измеряемой траектории полета (рис. A2-10 а)), а X_rY_r – такой же участок соответствующей исходной траектории полета (рис. A2-10 б));
- б) К является фактической точкой измерения шума, а K_r – контрольной точкой измерения шума. Q представляет собой местоположение воздушного судна на измеряемой траектории полета, при котором шум излучался и регистрировался как PNLTM в точке К. Угол между QK и направлением полета вдоль измеряемой траектории полета составляет θ , угол излучения звука. Q_r представляет собой соответствующее местоположение на исходной траектории полета, где угол между Q_rK_r также составляет θ . QK и Q_rK_r представляют собой соответственно измеренные и исходные пути распространения звука.

Примечание. Такое положение будет применяться для самолетов при пролете, заходе на посадку, а для винтовых самолетов только при измерениях шума сбоку от ВПП на режиме полной мощности и для вертолетов – при измерениях шума при взлете, пролете и заходе на посадку – только с центральным микрофоном.

8.1.3.2 При установке микрофона с боковым смещением в сторону от траектории полета участки траектории полета при испытаниях и исходной траектории полета, которые имеют значение для корректировки измеренных уровней шума при приведении измеренного профиля к исходному профилю в расчете EPNL, показаны на рис. A2-11, где:

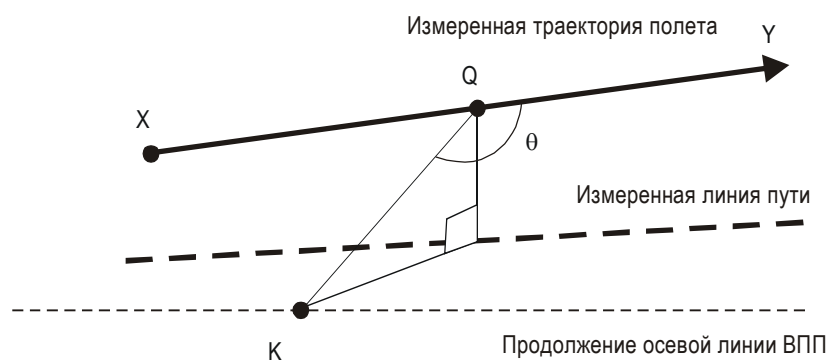
- а) ХУ представляет собой полезный участок измеряемой траектории (рис. A2-11 а)), а X_rY_r – такой же участок соответствующей исходной траектории полета (рис. A2-11 б));
- б) К является фактической точкой измерения шума, а K_r – контрольной точкой измерения шума. Q представляет собой местоположение воздушного судна на измеряемой траектории полета, при котором шум излучался и регистрировался как PNLTM в точке К. Угол между QK и направлением полета вдоль измеряемой траектории полета составляет θ , угол излучения звука. Угол между QK и земной поверхностью составляет ψ , угол превышения. Q_r представляет собой соответствующее местоположение на исходной траектории полета, где угол между Q_rK_r и направлением полета вдоль исходной траектории полета также составляет θ , а угол между Q_rK_r и поверхностью земли составляет ψ_R , где в случае самолетов разница между ψ и ψ_R сводится к минимуму.

Примечание. Такое положение будет применяться в случае реактивных самолетов для измерений шума сбоку от ВПП на режиме полной мощности, а в случае вертолетов – для измерений шума при взлете, пролете и заходе на посадку – только с двумя установленными сбоку микрофонами.

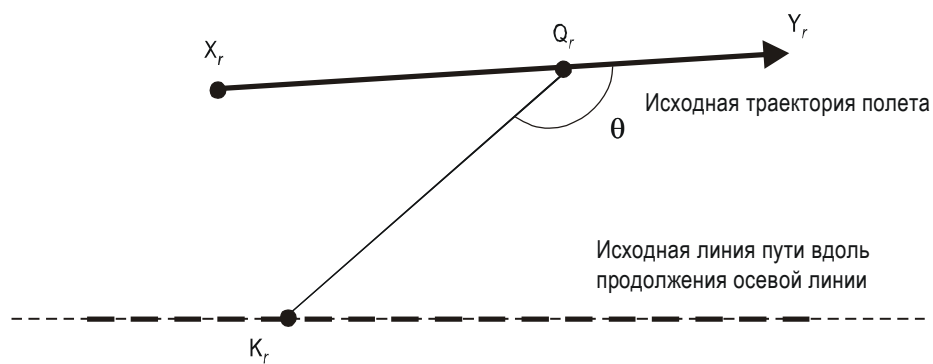
8.1.3.3 В обеих ситуациях с помощью трехмерной геометрии устанавливается угол излучения звука θ .

8.1.3.4 В случае измерения шума реактивных самолетов сбоку от ВПП на режиме полной мощности степень возможного сведения к минимуму разницы между ψ и ψ_R зависит от геометрических ограничений, налагаемых необходимостью установки контрольного микрофона на линии, параллельной продолжению осевой линии ВПП.

Примечание. В случае измерения шума вертолетов требования в отношении сведения к минимуму разницы между ψ и ψ_R отсутствуют.



а) Измеренная траектория полета



б) Исходная траектория полета

Рис. А2-10. Характеристики профиля, влияющие на уровень шума при установке микрофона под траекторией полета

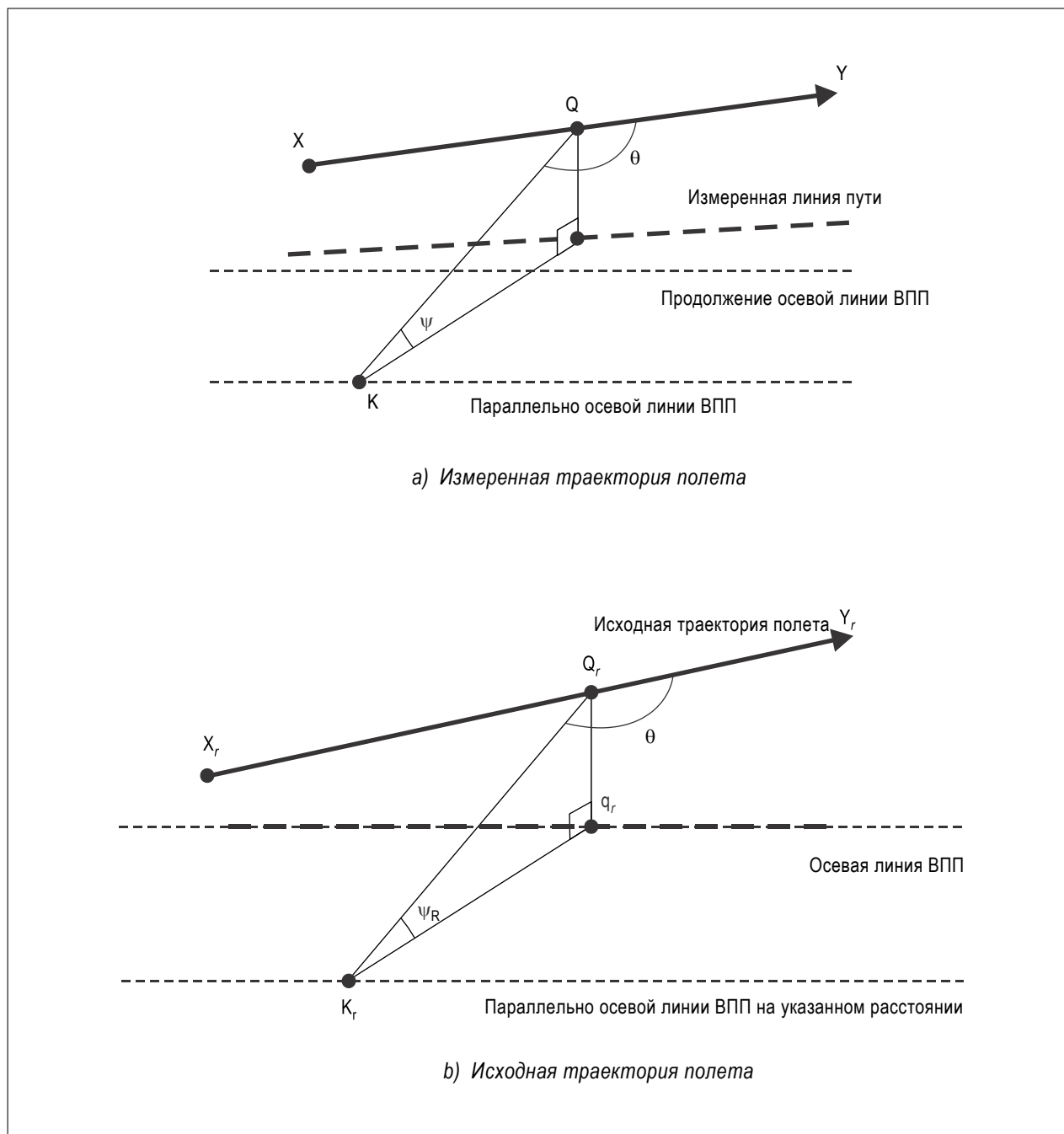


Рис. А2-11. Характеристики профиля, влияющие на уровень шума при установке микрофона сбоку от ВПП

8.2 Выбор метода корректировки

8.2.1 Корректировка измеренных значений шума осуществляется в отношении следующего:

- a) траектории и скорости воздушного судна относительно микрофона;
- b) затухания звука в воздухе;
- c) шума источника.

8.2.2 Для вертолетов используется указанный в п. 8.3 упрощенный метод.

Примечание. Сертифицирующим органом может быть утвержден интегральный метод в качестве эквивалентного упрощенному методу.

8.2.3 Для самолетов в условиях измерения шума сбоку от ВПП при пролете или заходе на посадку используется либо указанный в п. 8.3 упрощенный метод, либо указанный в п. 8.4 интегральный метод. Интегральный метод используется, когда:

- a) при пролете абсолютное значение разницы между значением $EPNL_R$, рассчитанным в соответствии с упрощенным методом, указанным в п. 8.3, и измеренным значением $EPNL$, рассчитанным в соответствии с процедурой, указанной в п. 4.1.3, превышает 8 $EPN_{дБ}$;
- b) при заходе на посадку абсолютное значение разницы между значением $EPNL_R$, рассчитанным в соответствии с упрощенным методом, указанным в п. 8.3, и измеренным значением $EPNL$, рассчитанным в соответствии с процедурой, указанной в п. 4.1.3, превышает 4 $EPN_{дБ}$; или
- c) при пролете или заходе на посадку значение $EPNL_R$, рассчитанное в соответствии с упрощенным методом, указанным в п. 8.3, превышает максимальные уровни шума, установленные в п. 3.4 главы 3 части II, за вычетом 1 $EPN_{дБ}$.

Примечание. В п. 3.7.6 главы 3 части II указываются ограничения, касающиеся действительности данных испытаний, основанных на том, насколько $EPNL_R$ отличается от $EPNL$, а также на степени приближенности окончательных значений $EPNL_R$ к максимальным разрешенным уровням шума независимо от метода, использованного для корректировки.

8.3 Упрощенный метод корректировки

8.3.1 Общие положения

8.3.1.1 Упрощенный метод корректировки заключается в определении и внесении коррективов в $EPNL$, рассчитанный на основе данных измерений с целью учесть различия между измеренными и исходными условиями в момент PNL_{TM} . Используются следующие поправочные члены:

- a) Δ_1 – корректив к различиям в спектре PNL_{TM} в условиях испытания и исходных условиях (см. п. 8.3.2);
- b) Δ_{peak} – корректив к состоянию, когда $PNLT$ во вторичном пиковом значении, выявленном при расчете $EPNL$ на основании измеренных данных и скорректированных к исходным условиям, превышает $PNLT$ для скорректированного спектра PNL_{TM} (см. п. 8.3.3);

- с) Δ_2 – корректив к различию в продолжительности шума, учитывающий различия между скоростью и местоположением воздушного судна при испытании и исходными скоростью и местоположением воздушного судна относительно микрофона (см. п. 8.3.4);
- д) Δ_3 – корректив к механизмам генерирования шума в источнике (см. п. 8.3.5).

8.3.1.2 Координаты излучения (время, X, Y и Z) точки исходных данных, соответствующей излучению $PNLTM_R$, определяются таким образом, чтобы угол излучения звука θ на исходной траектории полета относительно контрольного микрофона был равнозначен углу излучения звука в точке измеренных данных, соответствующей $PNLTM$.

8.3.1.3 Указанные в пп. 8.3.2–8.3.5 поправочные члены применяются к $EPNL$, рассчитанному на основании измеренных данных для получения упрощенных исходных условий эффективного уровня воспринимаемого шума, $EPNL_R$, как это указано в п. 8.3.6.

8.3.1.4 Любая асимметрия в шуме сбоку от ВПП учитывается при определении $EPNL$, как это указано в п. 8.3.7.

8.3.2 Коррективы к спектру при $PNLTM$

8.3.2.1 Уровни третьоктавных полос $SPL(i)$, используемые для построения $PNL(k_M)$ (PNL в момент наблюдаемого $PNLTM$ в точке измерения K), приводятся к исходным уровням $SPL_R(i)$ следующим образом:

$$SPL_R(i) = SPL(i) + 0,01 [\alpha(i) - \alpha_R(i)] QK \\ + 0,01 \alpha_R(i) (QK - Q_r K_r) \\ + 20 \log (QK/Q_r K_r).$$

В этой формуле:

- выражение $0,01 [\alpha(i) - \alpha_R(i)] QK$ учитывает влияние изменения в затухании звука из-за атмосферного поглощения, а $\alpha(i)$ и $\alpha_R(i)$ представляют собой соответственно коэффициенты при атмосферных условиях испытаний и исходных атмосферных условиях, полученные из раздела 7;
- выражение $0,01 \alpha_R(i) (QK - Q_r K_r)$ учитывает влияние изменения длины пути распространения звука на затухание звука из-за атмосферного поглощения;
- выражение $20 \log (QK/Q_r K_r)$ учитывает влияние изменения длины пути распространения звука из-за сферического распространения (также известного как закона "обратной квадратичной зависимости");
- величины QK и $Q_r K_r$ измеряются в метрах, а величины $\alpha(i)$ и $\alpha_R(i)$ получаются в виде дБ/100 м.

Примечание. См. рис. A2-10 и A2-11 в отношении определения местоположения и расстояния, упомянутые в данном пункте.

8.3.2.2 Скорректированные значения $SPL_R(i)$, полученные в п. 8.3.2.1, используются для расчета значения $PNLT$ в исходных условиях, $PNLT_R(k_M)$, как это указано в пп. 4.2 и 4.3 данного добавления. Для получения $PNLTM$ в исходных условиях к этому значению $PNLT_R(k_M)$ прибавляется значение корректива на разделение на полосы, Δ_B , рассчитанное для $PNLTM_R$ на день испытаний с помощью метода п. 4.4.2:

$$PNLTM_R = PNLTM_R(k_M) + \Delta_B.$$

Затем поправочный член, Δ_1 , рассчитывается следующим образом:

$$\Delta_1 = PNLTM_R - PNLTM.$$

8.3.2.3 Δ_1 алгебраически суммируется со значением EPNL, рассчитанным на основании измеренных данных, как это указано в п. 8.3.6.

8.3.3 Поправка на вторичные пиковые значения

8.3.3.1 Во время испытательного полета любые значения PNLT, которые находятся в пределах 2 дБ PNLT_M, определяются как "вторичные пиковые значения". Для каждого "вторичного пикового значения" уровни третьооктавных полос приводятся к исходным условиям в соответствии с указанным в п. 8.3.2.1 методом. Скорректированные значения PNLT_R рассчитываются для каждого "вторичного пикового значения", как это указано в пп. 4.2 и 4.3 настоящего добавления. Если любое скорректированное пиковое значение PNLT_R превышает значение PNLT_M, применяется корректив Δ_{peak} .

8.3.3.2 Δ_{peak} рассчитывается следующим образом:

$$\Delta_{\text{peak}} = \text{PNLT}_R(k_{M2}) - \text{PNLT}_M,$$

где $\text{PNLT}_R(k_{M2})$ представляет собой значение PNLT в исходных условиях, соответствующее наибольшему значению вторичных пиковых значений; а PNLT_M представляет собой значение PNLT в исходных условиях на момент PNLT_M.

8.3.3.3 Δ_{peak} суммируется алгебраически со значением EPNL, рассчитанным на основании измеренных данных, как это указано в п. 8.3.6.

8.3.4 Поправка на влияние продолжительности шума

8.3.4.1 Если измеренные траектории полета и/или путевые скорости в условиях испытаний отличаются от исходных траекторий полета и/или путевых скоростей в исходных условиях, применяются коррективы к продолжительности шума, которые определяются следующим образом.

8.3.4.2 В отношении траекторий полета, показанных на рис. A2-10 и A2-11, поправочный член Δ_2 рассчитывается на основании измеренных данных следующим образом:

$$\Delta_2 = -7,5 \log (QK/Q_r K_r) + 10 \log (V_G/V_{GR}),$$

где V_G — путевая скорость при испытаниях (горизонтальный компонент воздушной скорости при испытаниях);

V_{GR} — исходная путевая скорость (горизонтальный компонент исходной воздушной скорости).

Примечание. Коэффициенты $-7,5$ и 10 определены эмпирически на основании репрезентативной группы испытываемых сертифицированных самолетов и вертолетов. Данные коэффициенты учитывают влияние изменений продолжительности шума на EPNL соответственно из-за расстояния и скорости.

8.3.4.3 Δ_2 суммируется алгебраически со значением EPNL, рассчитанным на основании измеренных данных, как это указано в п. 8.3.6.

8.3.5 Поправки на шум источника

8.3.5.1 Поправка на шум источника применяется для учета различий между испытываемыми и исходными механизмами генерирования шума в источнике. С этой целью определяется влияние на шум источника в двигательной установке воздушного судна различий между акустически важными эксплуатационными параметрами

силовой установки, фактически достигаемыми в ходе испытательных сертификационных полетов, и параметрами, рассчитанными или указанными для исходных условий п. 3.6.1.5 главы 3. Такие эксплуатационные параметры могут включать для реактивных самолетов параметры шумовых характеристик двигателя μ (обычно стабилизированная скорость лопаток вентилятора при низком давлении, стабилизированная тяга двигателя или степень повышения давления), для винтовых самолетов – как мощность на валу, так и значение числа Маха законцовки лопасти воздушного винта, а для вертолетов только во время полета – число Маха законцовки наступающей лопасти несущего винта. Поправка определяется на основании данных изготовителя, утвержденных сертифицирующим органом.

8.3.5.2 Для самолетов поправочный член Δ_3 обычно определяется на основании кривой(ых) зависимости EPNL от эксплуатационного(ых) параметра(ов) силовой установки, упомянутого(ых) в п. 8.3.5.1. Он получается посредством вычитания значения EPNL, соответствующего измеренному значению параметра корреляции, из значения EPNL, соответствующего исходному значению параметра корреляции. Поправочный член Δ_3 алгебраически суммируется со значением EPNL, рассчитанным на основании измеренных данных (см. п. 8.3.6).

Примечание. Репрезентативные данные для реактивных самолетов приводятся на рис. A2-12, на котором показана кривая зависимости EPNL от параметра шумовых характеристик двигателя μ . В данные EPNL вводятся поправки на все другие соответствующие исходные условия (масса самолета, скорость, высота и температура воздуха), а также по каждому значению μ на разницу в шуме между установленным двигателем и стандартом на двигатель в руководстве по летной эксплуатации.

8.3.5.3 Для реактивных самолетов данные по шуму, полученные в результате измерений, произведенных в местах испытаний на высоте 366 м (1200 фут) или выше над средним уровнем моря (MSL), дополнительно корректируются по влиянию на шум реактивной струи.

Примечание. Методика определения и применения коррективов по влиянию на шум реактивной струи приводится в разделе тома I "Методики сертификации воздушных судов по шуму" Технического руководства по окружающей среде (Doc 9501), касающемся корректировок данных по шуму при испытаниях на больших высотах.

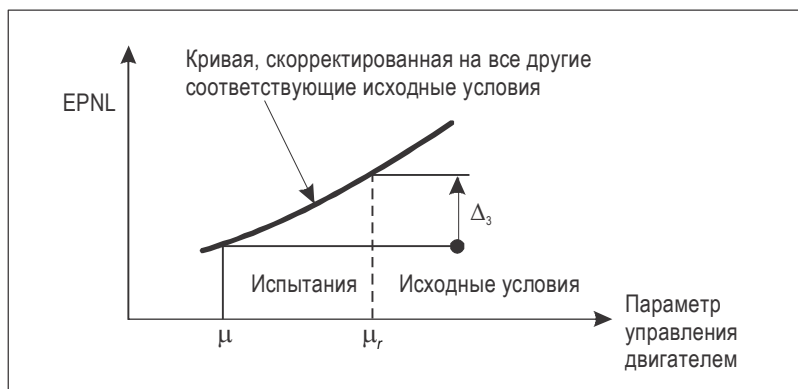


Рис. A2-12. Поправка на шум источника

8.3.5.4 Для реактивных самолетов, когда истинная воздушная скорость при испытаниях отличается от исходной воздушной скорости более чем на 28 км/ч (15 уз), следует учитывать влияние разницы в воздушной скорости на шум компонентов двигателя и последующее влияние на сертификационные уровни шума. Данные испытания и/или методика анализа, используемые для количественного выражения такого влияния, утверждаются сертифицирующим органом.

8.3.5.5 Для вертолетов при пролете, если любая комбинация следующих трех факторов приводит к тому, что измеренное значение согласованного параметра корреляции шума отличается от исходного значения данного параметра, поправки на шум источника определяются на основании данных изготовителя, утвержденных сертифицирующим органом:

- a) отклонение воздушной скорости от исходной,
- b) отклонение скорости вращения несущего винта от исходной и/или
- c) отклонение температуры от исходной.

Такую поправку следует обычно вносить с использованием кривой зависимости $PNLTM_R$ от числа Маха законцовки наступающей лопасти. Поправка может быть внесена с использованием альтернативного параметра или параметров, утвержденных сертифицирующим органом.

Примечание 1. Если во время испытаний для измерения шума невозможно получить исходное значение числа законцовки наступающей лопасти или согласованный исходный параметр корреляции шума, то допускается экстраполяция кривой зависимости при условии, что эти данные охватывают адекватный диапазон значений согласованного с сертифицирующим органом параметра корреляции шума. Число Маха законцовки наступающей лопасти или согласованный параметр корреляции шума рассчитываются на основании измеренных данных. Для каждой из трех используемых для сертификации точек установки микрофонов – на осевой линии, слева и справа, – определяемых относительно направления полета при каждом испытании, рассчитываются отдельные кривые зависимости $PNLTM_R$ от числа Маха законцовки наступающей лопасти или другого согласованного параметра корреляции шума.

Примечание 2. При использовании числа Маха законцовки наступающей лопасти его следует рассчитывать на основе истинной воздушной скорости, температуры наружного воздуха (OAT) и скорости вращения несущего винта.

8.3.5.6 Для вертолетов поправочный член Δ_3 , полученный согласно п. 8.3.5.5, алгебраически суммируется со значением $EPNL$, рассчитанным на основании измеренных данных, как это указано в п. 8.3.6.

8.3.6 Применение поправочных членов для упрощенного метода

Определить $EPNL$ для исходных условий, $EPNL_R$, используя упрощенный метод путем прибавления поправочных членов, определенных в пп. 8.3.2–8.3.5, к значению $EPNL$, рассчитанному для условий измерения, следующим образом:

$$EPNL_R = EPNL + \Delta_1 + \Delta_{peak} + \Delta_2 + \Delta_3.$$

8.3.7 Асимметрия бокового шума

Для определения уровня бокового шума для реактивных самолетов асимметрия (см. п. 3.3.2.2 главы 3) учитывается следующим образом:

- a) если симметрично расположенная точка измерения находится против точки, где получен наивысший уровень шума, сертификационный уровень шума представляет собой среднее (среднеарифметическое) значение уровней шума, измеренных в этих двух точках (см. рис. A2-13 a));
- b) если это не так, предполагается, что изменение шума с высотой самолета является одинаковым по обе стороны (т. е. имеется постоянная разница шума в зависимости от высоты по обе стороны (см. рис. A2-13 b)). Сертификационный уровень шума в этом случае представляет собой максимальное среднее значение между этими линиями.

8.4 Интегральный метод корректировки

8.4.1 Общие положения

8.4.1.1 Интегральный метод корректировки заключается в перерасчете в исходных условиях точек временного ряда значений PNLТ, соответствующего измеренным точкам, полученным во время испытаний, и затем в вычислении EPNL непосредственно по новому временному ряду.

8.4.1.2 Координаты излучения (время, X, Y и Z) точки исходных данных, соответствующей каждому значению $PNLT_R(k)$, определяются таким образом, чтобы угол излучения звука θ на исходной траектории полета относительно контрольного микрофона был равнозначен углу излучения звука точки измеренных данных, соответствующей $PNLT(k)$.

Примечание. В результате этого и если условия испытаний и исходные условия не будут идентичными, временные интервалы приема между точками исходных данных, как правило, не будут одинаковыми и не будут равны полусекундному интервалу.

8.4.1.3 Этапы интегральной методики являются следующими:

- Спектр, соответствующий каждой точке данных на день испытаний, $PNLT(k)$, корректируется на сферическое распространение и затухание из-за атмосферного поглощения и приводится к исходным условиям (см. п. 8.4.2.1).
- Исходный уровень воспринимаемого шума с поправкой на тональность, $PNLT_R(k)$, рассчитывается для каждого спектра третьоктавной полосы (см. п. 8.4.2.2).

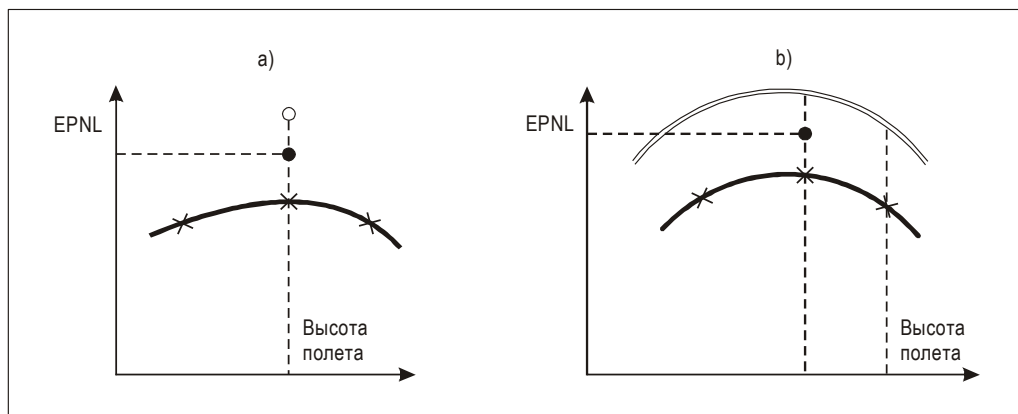


Рис. А2-13. Поправки на боковую асимметрию

с) Максимальная величина, $PNLTM_R$, и первая и последняя точки уменьшения шума на 10 дБ определяются на основании серии $PNLT_R$ (см. пп. 8.4.2.3 и 8.4.3.1).

д) Эффективная продолжительность, $\delta t_R(k)$, рассчитывается для каждой точки $PNLT_R(k)$, а затем определяется исходная продолжительность шума (см. пп. 8.4.3.2 и 8.4.3.3).

е) Интегральный эффективный уровень воспринимаемого шума в исходных условиях, $EPNL_R$, определяется путем логарифмического суммирования уровней $PNLT_R(k)$ с продолжительностью шума, нормированной до продолжительности в 10 с (см. п. 8.4.4).

ф) Определяется и применяется поправка на шум источника (см. п. 8.4.5).

8.4.2 Вычисление PNLT

8.4.2.1 Измеренные значения $SPL(i,k)$ приводятся к исходным значениям $SPL_R(i,k)$ для учета различий между измеренной и исходной длиной пути распространения звука, а также между измеренными и исходными атмосферными условиями с помощью методов, изложенных в п. 8.3.2.1. Соответствующие значения $PNL_R(k)$ вычисляются, как указано в п. 4.2.

8.4.2.2 Для каждого значения $PNL_R(k)$ определяется поправка на тональность $C_R(k)$ путем анализа каждого исходного значения $SPL_R(i,k)$ с помощью методов, изложенных в п. 4.3, которая прибавляется к $PNL_R(k)$, чтобы получить $PNLT_R(k)$.

8.4.2.3 Определяется максимальный уровень воспринимаемого шума с поправкой на тональность в исходных условиях, $PNLTM_R$, и определяется и применяется, как указано в п. 4.4.2, новый корректив разделения на полосы в исходных условиях, Δ_{BR} .

Примечание. Из-за различий между условиями испытаний и исходными условиями, возможно, что в точке данных, соответствующей $PNLTM$, максимальное значение $PNLT_R$ наблюдаться не будет. Определение $PNLTM_R$ не зависит от $PNLTM$.

8.4.3 Продолжительность шума

8.4.3.1 Пределы продолжительности шума определяются в качестве точек уменьшения уровня шума на 10 дБ, получаемых в результате серии значений $PNLT_R(k)$ в исходных условиях. Определение точек уменьшения уровня шума на 10 дБ производится в соответствии с п. 4.5.1. В случае интегрального метода первая и последняя точки уменьшения уровня шума на 10 дБ обозначаются как k_{FR} и k_{LR} .

8.4.3.2 Продолжительность шума для интегральных исходных условий равняется сумме эффективной продолжительности, $\delta t_R(k)$, соответствующей каждой точке данных $PNLT_R(k)$ в пределах периода уменьшения уровня шума на 10 дБ включительно.

8.4.3.3 Эффективная продолжительность, $\delta t_R(k)$, определяется для каждой точки данных исходных условий $PNLT_R(k)$ следующим образом:

$$\delta t_R(k) = [(t_R(k) - t_R(k-1)) + (t_R(k+1) - t_R(k))] / 2,$$

где $t_R(k)$ – время, соответствующее $PNLT_R(k)$;

$t_R(k-1)$ – время, соответствующее $PNLT_R(k-1)$, точка данных, предшествующая $PNLT_R(k)$;

$t_R(k+1)$ – время, соответствующее $PNLT_R(k+1)$, точка данных после $PNLT_R(k)$.

Примечание 1. Из-за различий в геометрии траектории полета, воздушной скорости и скорости звука между условиями испытаний и исходными условиями моменты времени, $t_R(k)$, соответствующие точкам $PNLT_R(k)$, проецируемым на исходную траекторию полета, могут иметь место в различные, неравномерные временные интервалы.

Примечание 2. Относительные значения времени $t_R(k)$ для точек исходных данных можно определить с помощью использования расстояния между такими точками на исходной траектории полета и с помощью исходной воздушной скорости воздушного судна V_R .

Примечание 3. В томе I "Методики сертификации воздушных судов по шуму" Технического руководства по окружающей среде (Doc 9501) содержится дополнительный инструктивный материал по применению методики интегрирования с помощью одного метода, включая определение эффективной продолжительности, $\delta t_R(k)$, для индивидуальных точек данных исходного временного ряда.

8.4.4 Расчет интегрального значения EPNL в исходных условиях

8.4.4.1 Формула расчета значения EPNL в исходных условиях с использованием интегрального метода, $EPNL_R$, аналогична формуле значения EPNL на день испытаний, приведенной в п. 4.6. Однако числовая постоянная, относящаяся к полусекундным интервалам, исключается, и в логарифм вводится множитель для учета эффективной продолжительности каждого значения $PNLT_R(k)$, $\delta t_R(k)$:

$$EPNL_R = 10 \log \frac{1}{t_0} \sum_{k_{FR}}^{k_{LR}} 10^{0,1 PNL T_R(k)} \delta t_R(k),$$

где:

исходное время, t_0 , составляет 10 с;

k_{FR} и k_{LR} – первая и последняя точки уменьшения уровня шума на 10 дБ, как это определено в п. 8.4.3.1;

$\delta t_R(k)$ – эффективная продолжительность, определенная в п. 8.4.3.3, каждого значения $PNLT_R(k)$ в исходных условиях.

8.4.5 Поправка на шум источника

8.4.5.1 Наконец, определяется поправка на шум источника с помощью методов, изложенных в п. 8.3.5, и прибавляется к значению $EPNL_R$ определенному в п. 8.4.4.1.

8.4.5.2 Для реактивных самолетов данные по шуму, полученные в результате измерений, произведенных в местах испытаний на высоте 366 м (1200 фут) или выше над средним уровнем моря (MSL), дополнительно корректируются по влиянию на шум реактивной струи.

Примечание. Методика определения корректировки по влиянию на шум реактивной струи приводится в разделе тома I "Методики сертификации воздушных судов по шуму" Технического руководства по окружающей среде (Doc 9501), касающейся корректировки данных по шуму для испытаний на больших высотах.

ДОБАВЛЕНИЕ 3. МЕТОД РАСЧЕТА ШУМА ДЛЯ СЕРТИФИКАЦИИ ПО ШУМУ ВИНТОВЫХ САМОЛЕТОВ МАССОЙ НЕ БОЛЕЕ 8618 кг:

заявка на сертификат типа подана до 17 ноября 1988 года

Примечание. См. главу 6 части II.

1. ВВЕДЕНИЕ

Примечание 1. Настоящий метод оценки шума включает:

- a) условия сертификационных испытаний по шуму и условия измерений;*
- b) измерение самолетного шума, воспринимаемого на земле;*
- c) представление данных сертифицирующему органу и корректировку измеренных данных.*

Примечание 2. Представленные в настоящем методе инструкции и методика четко сформулированы с тем, чтобы обеспечить единообразие при испытаниях на соответствие и позволить сравнить результаты испытаний различных типов самолетов, проведенных в различных географических пунктах. Этот метод применим только к самолетам, указанным в пунктах о применимости в главе 6 части II.

2. УСЛОВИЯ СЕРТИФИКАЦИОННЫХ ИСПЫТАНИЙ ПО ШУМУ И УСЛОВИЯ ИЗМЕРЕНИЙ

2.1 Общие положения

В данном разделе предписываются условия, при которых проводятся сертификационные испытания по шуму, и излагается методика измерений, которая используется для измерения шума, производимого самолетом, в отношении которого проводятся испытания.

2.2 Общие условия испытаний

2.2.1 Места для измерения шума самолета в полете расположены на относительно ровной земной поверхности, не обладающей такими характеристиками повышенного поглощения звука, которые могут иметь место при наличии густой, слежавшейся или высокой травы, кустарника или лесистых участков. В пределах конического пространства над точкой измерения с осью, перпендикулярной земле, и половинным углом раскрытия 75° не допускается наличие каких-либо препятствий, которые могли бы существенно повлиять на звуковое поле, создаваемое самолетом.

2.2.2 Испытания проводятся при следующих атмосферных условиях:

- a) осадки отсутствуют;

- b) относительная влажность не выше 95 и не ниже 20 %, а температура окружающего воздуха на высоте 1,2 м (4 фут) над поверхностью земли не выше 35 и не ниже 2 °С, за исключением того, что избегаются сочетания температуры и относительной влажности, которые на графике зависимости температуры и относительной влажности находятся ниже прямой линии, проведенной через точки (2 °С, 60 %) и (35 °С, 20 %);
- c) на высоте 1,2 м (4 фут) над землей мгновенная скорость ветра не превышает 5,1 м/с (10 уз) и составляющая мгновенная скорость бокового ветра не превышает 2,6 м/с (5 уз). Выполняется равное количество полетов при попутном и встречном ветре;

Примечание. Используемые для сертификационных испытаний по шуму значения скорости ветра, выраженные в м/с, получены в результате перевода используемых изначально значений в узлах с применением коэффициента перевода, указанного в таблице 3-3 в главе 3 Приложения 5, и округления до 0,1 м/с. Приводимые здесь значения, выраженные в обеих единицах, считаются эквивалентными для целей установления соответствия условиям по скорости ветра для целей сертификации по шуму.

- d) отсутствуют температурная инверсия или аномальные условия ветра, которые могли бы существенно повлиять на уровень шума самолета при регистрации шума в точках измерения, указанных сертифицирующим органом.

2.3 Методика испытаний самолета

2.3.1 Методика испытаний и измерения шума отвечают требованиям проводящего испытания на летную годность и сертификацию по шуму органа государства, выдающего сертификат.

2.3.2 Высота и боковое отклонение самолета относительно микрофона определяются не связанным с применением обычной бортовой аппаратуры методом, таким как радиолокационное сопровождение, метод теодолитной триангуляции, масштабный фотометод, или другими методами, которые утверждаются сертифицирующим органом.

3. ИЗМЕРЕНИЕ САМОЛЕТНОГО ШУМА, ВОСПРИНИМАЕМОГО НА ЗЕМЛЕ

3.1 Общие положения

3.1.1 Вся измерительная аппаратура утверждается сертифицирующим органом.

3.1.2 Данные об уровнях звукового давления для целей оценки шума получают с использованием акустической аппаратуры и методики измерения, которые соответствуют приведенным ниже в п. 3.2 требованиям.

3.2 Измерительная система

Акустическая измерительная система состоит из следующей эквивалентной утвержденной аппаратуры:

- a) микрофонной системы с частотной характеристикой, соответствующей точности системы измерения и анализа, указанной в п. 3.3;
- b) треноги или аналогичной подставки для микрофона, влияние которой на измеряемый звук минимально;

- с) записывающей и воспроизводящей аппаратуры, характеристики, частотная характеристика и динамический диапазон которой отвечают требованиям п. 3.3 в отношении чувствительности и точности;
- д) акустических калибраторов, использующих синусоидальный сигнал или широкополосный шум с известным уровнем звукового давления. Если используется широкополосный шум, сигнал указывается через среднее и максимальное среднеквадратичное значение при неперегруженном уровне сигнала.

3.3 Приемная, записывающая и воспроизводящая аппаратура

3.3.1 Когда это определено сертифицирующим органом, звук, создаваемый самолетом, записывается таким образом, чтобы сохранялась полная информация, включая изменение во времени. Для этой цели пригоден магнитофон.

3.3.2 Характеристики полной системы соответствуют рекомендациям публикации № 179¹ Международной электротехнической комиссии (МЭК) в разделах, относящихся к характеристикам микрофона, усилителя и индикаторного прибора. Текст и технические требования публикации МЭК № 179¹, озаглавленной "Прецизионные шумомеры", введены путем соответствующих ссылок в настоящий раздел и являются его неотъемлемой частью.

Примечание. При применении магнитофона он является частью полной системы, соответствующей рекомендации МЭК № 561¹.

3.3.3 Характеристики всей системы при воздействии плоской бегущей синусоидальной волны постоянной амплитуды укладываются в допуски, указанные в таблице IV и таблице V для приборов типа I публикации МЭК № 179¹ для кривой взвешивания "А" в диапазоне частот 45–11 200 Гц.

3.3.4 Как определено в публикации МЭК № 179¹, записанный шумовой сигнал воспроизводится через фильтр "А" с динамическими характеристиками "медленно".

Примечание. Для получения истинного уровня во время испытаний с высокими скоростями полета могут понадобиться динамические характеристики "быстро".

3.3.5 Аппаратура калибруется акустически с использованием установки для акустической калибровки в свободном поле. Общая чувствительность измерительной системы проверяется до и после измерения уровня шума для серии полетов самолетов с использованием акустического калибратора, генерирующего известный уровень звукового давления на известной частоте.

Примечание. Для этой цели обычно используется пистонфон, работающий при номинальных параметрах 124 дБ и 250 Гц.

3.3.6 При всех измерениях авиационного шума, когда скорость ветра превышает 3 м/с (6 уз), используется микрофон с ветрозащитным экраном. Характеристики ветрозащитного экрана таковы, что при его использовании полная система, включая сам экран, будет отвечать указанным выше требованиям. Вносимые им потери на частоте акустического калибратора также известны и учитываются при установлении акустического уровня отсчета для анализа результатов измерений.

3.4 Методика измерения шума

3.4.1 Микрофоны ориентируются в известном направлении так, чтобы максимальный принимаемый звук поступал в направлении, наиболее приближенном к направлению, при котором калибровались микрофоны. Микрофоны устанавливаются так, чтобы их воспринимающие звук элементы находились на высоте приблизительно 1,2 м (4 фут) над землей.

1. С изменениями. Получено из Центрального бюро Международной электротехнической комиссии, находящегося по адресу: Швейцария, г. Женева, ул. Варембе, 3.

3.4.2 Непосредственно до и после каждого испытания производится регистрируемая акустическая калибровка системы в поле с использованием акустического калибратора, преследующая две цели: проверку чувствительности системы и получение акустического уровня отсчета для анализа данных об уровнях звукового давления.

3.4.3 В районе испытаний записывается и определяется фоновый шум, включая окружающий шум и электрический шум измерительных систем; это производится при тех же уровнях усиления системы, которые будут использоваться для измерения самолетного шума. Если уровни звукового давления самолета не превышают фоновые уровни звукового давления более чем на 10 дБ(А), вводятся утвержденные поправки на вклад фонового уровня звукового давления в измеряемый уровень звукового давления.

4. ПРЕДСТАВЛЕНИЕ ДАННЫХ СЕРТИФИЦИРУЮЩЕМУ ОРГАНУ И КОРРЕКТИРОВКА ИЗМЕРЕННЫХ ДАННЫХ

4.1 Представление данных

4.1.1 Представляются измеренные и скорректированные уровни звукового давления, полученные с помощью аппаратуры, отвечающей требованиям, изложенным в разделе 3 настоящего добавления.

4.1.2 Указывается тип аппаратуры, использованной для измерения и анализа всех акустических характеристик самолета и метеорологических данных.

4.1.3 Указываются следующие атмосферные данные об окружающей среде, измеренные непосредственно перед каждым испытанием, после или во время него в точках наблюдения, указанных в разделе 2 настоящего добавления:

- a) температура воздуха и относительная влажность и
- b) максимальная, минимальная и средняя скорости ветра.

4.1.4 Приводятся замечания по топографии местности, состоянию поверхности и другим факторам, которые могли бы отразиться на записи звука.

4.1.5 Приводится следующая информация о самолете:

- a) тип, модель и серийные номера самолета, двигателя(ей) и воздушного(ых) винта(ов);
- b) любые модификации или нестандартное оборудование, которые, вероятно, могут оказать влияние на характеристики шума самолета;
- c) максимальная сертифицированная взлетная масса;
- d) для каждого пролета воздушная скорость и температура воздуха на высоте пролета, определенные надлежащим образом прокалиброванными инструментами;
- e) для каждого пролета такие характеристики работы двигателя, как давление или мощность наддува, скорость воздушного винта в оборотах в минуту и другие соответствующие параметры, определенные надлежащим образом прокалиброванными инструментами;
- f) относительная высота самолета над уровнем земли (см. п. 2.3.2);
- g) соответствующие данные изготовителей для исходных условий, относящихся к п. 4.1.5 d) и e).

4.2 Корректировка данных

4.2.1 Поправка на шум источника

4.2.1.1 Когда это определено сертифицирующим органом, применяются поправки с использованием утвержденных методов на различия между мощностью двигателя, достигнутой во время испытаний, и мощностью, которая достигалась бы при установке наибольшей мощности среднего типа двигателя в нормальном рабочем диапазоне при исходных условиях.

4.2.1.2 При значении числа Маха законцовки лопасти воздушного винта, равном или меньше 0,70, корректировка не требуется, если при испытании число Маха законцовки лопасти находится в пределах 0,014 от исходного числа Маха законцовки лопасти воздушного винта. При значении числа Маха законцовки лопасти воздушного винта, которое больше 0,70 и равно или меньше 0,80, корректировка не требуется, если при испытании число Маха законцовки лопасти находится в пределах 0,007 от исходного числа Маха законцовки лопасти воздушного винта. При значениях числа Маха законцовки лопасти воздушного винта больше 0,80 корректировка не требуется, если это значение числа Маха законцовки лопасти находится в пределах 0,005 от исходного числа Маха законцовки лопасти воздушного винта. Если при испытании значения мощности при любом числе Маха законцовки лопасти воздушного винта находятся в пределах 10 % от исходной мощности, то корректировка на изменение шума источника в зависимости от мощности не требуется. Никаких поправок на изменение мощности винтовых самолетов с неизменяемым шагом винта не вносится. Если при испытании значения числа Маха законцовки лопасти воздушного винта и отклонения мощности от исходных условий выходят за пределы указанных ограничений, применяется корректировка, основанная на данных по фактическому испытательному самолету или по самолету аналогичной конфигурации с тем же двигателем и воздушным винтом, что и у сертифицируемого самолета, как это описано в разделе тома I "Методики сертификации воздушных судов по шуму" Технического руководства по окружающей среде (Doc 9501), касающемся поправок на шум источника для указанных в данном добавлении самолетов.

4.2.2 Поправка к значению шума, воспринимаемого на земле

Результаты измерений шума, выполненных на высотах, не совпадающих с высотой 300 м (984 фут), приводятся к 300 м (984 фут) с помощью закона обратной квадратической зависимости.

4.2.3 Поправка на летно-технические характеристики

Примечание. С помощью поправки на летно-технические характеристики создаются более благоприятные условия для самолетов, имеющих лучшие характеристики, поскольку они способны осуществлять набор высоты по более крутой траектории и выполнять полет в соответствии со схемой движения с меньшей тягой двигателей. С помощью этой поправки создаются также менее благоприятные условия для самолетов, имеющих худшие летно-технические характеристики, в результате чего эти самолеты имеют меньшую скороподъемность и выполняют полет в соответствии со схемой движения с большей тягой двигателей.

4.2.3.1 Поправка на летно-технические характеристики, определенная для условий на уровне моря и 15 °C и ограниченная до максимального значения 5 дБ(А), применяется с использованием метода, описанного в п. 4.2.3.2, и алгебраически добавляется к измеренной величине.

4.2.3.2 Поправка на летно-технические характеристики рассчитывается по следующей формуле:

$$\Delta \text{дБ} = 49,6 - 20 \log \left[(3500 - D_{15}) \frac{\text{Best R/C}}{V_Y} + 15 \right],$$

где D_{15} – взлетная дистанция до 15 м при максимальной сертифицированной взлетной массе и максимальной взлетной мощности (ВПП с искусственным покрытием);

Best R/C – наивыгоднейшая скороподъемность при максимальной сертифицированной взлетной массе и максимальной взлетной мощности;

V_Y – скорость набора высоты, соответствующая наивыгоднейшей R/C при максимальной взлетной мощности и выраженная в тех же единицах.

Примечание. Если взлетная дистанция не сертифицируется, то применяются значения 610 м для самолетов с одним двигателем и 825 м – для многодвигательных самолетов.

4.3 Действительность результатов

4.3.1 Пролет над точкой измерения выполняется по крайней мере четыре раза. Результаты испытаний дают среднее значение в дБ(А) и 90-процентные доверительные пределы, а уровень шума является среднеарифметическим значением скорректированных результатов акустических измерений, выполненных во время всех отвечающих требованиям испытательных полетов над измерительной точкой.

4.3.2 Проводится достаточно большое количество измерений, чтобы статистически получить 90-процентный доверительный предел, не превышающий $\pm 1,5$ дБ(А). Из процесса усреднения нельзя исключить ни одного результата испытаний без специального разрешения сертифицирующего органа.

Примечание. Методы вычисления 90-процентного доверительного интервала приводятся в разделе тома I "Методики сертификации воздушных судов по шуму" Технического руководства по окружающей среде (Doc 9501), касающегося расчета доверительных интервалов.

ДОБАВЛЕНИЕ 4. МЕТОД РАСЧЕТА ШУМА ДЛЯ СЕРТИФИКАЦИИ ПО ШУМУ ВЕРТОЛЕТОВ С МАКСИМАЛЬНОЙ СЕРТИФИЦИРОВАННОЙ ВЗЛЕТНОЙ МАССОЙ НЕ БОЛЕЕ 3175 кг

Примечание. См. главу 11 части II.

1. ВВЕДЕНИЕ

Примечание 1. Настоящий метод оценки шума включает:

- a) условия сертификационных испытаний по шуму и условия измерений;*
- b) определение уровня звукового воздействия по данным измеренного шума;*
- c) измерение вертолетного шума, воспринимаемого на земле;*
- d) корректировку результатов летных испытаний;*
- e) представление данных сертифицирующему органу.*

Примечание 2. Инструкции и процедуры, приведенные в описании данного метода, имеют целью обеспечить единообразие при испытаниях на соответствие различных типов вертолетов, проводимых в разных географических пунктах. Он применим только к вертолетам с поршневыми двигателями, указанным в пунктах о применимости в главе 11 части II данного тома Приложения.

2. УСЛОВИЯ СЕРТИФИКАЦИОННЫХ ИСПЫТАНИЙ ПО ШУМУ И УСЛОВИЯ ИЗМЕРЕНИЙ

2.1 Общие положения

В этом разделе предписываются условия, при которых проводится сертификация по шуму, и излагается методика метеорологических измерений и определения траектории полета.

2.2 Условия испытаний

2.2.1 Измерения шума вертолета в полете выполняются на относительно ровной местности, не характеризующейся чрезмерным поглощением звука, которое может иметь место при наличии густой, слежавшейся или высокой травы, кустарника или лесистых участков. В пределах конического пространства над точкой измерения шума при испытаниях с осью, перпендикулярной земле, и половинным углом раствора 80° не допускается наличие каких-либо препятствий, которые существенно влияют на звуковое поле, создаваемое вертолетом.

Примечание. Лица, которые проводят измерения, могут сами представлять собой такие препятствия.

2.2.2 Испытания проводятся при следующих атмосферных условиях:

- a) осадки отсутствуют;
- b) относительная влажность не выше 95 и не ниже 20 %, а температура окружающего воздуха не выше 35 и не ниже 2 °C на высоте от 1,2 м (4 фут) до 10 м (33 фут) над поверхностью земли; избегаются сочетания температуры и влажности, при которых коэффициент поглощения в третьоктавной полосе 8 кГц превышает 10 дБ/100 м.

Примечание. Зависимость коэффициентов поглощения от температуры и относительной влажности приводится в разделе 7 добавления 2 или в документе ARP SAE 866A;

- c) на высоте от 1,2 м (4 фут) до 10 м (33 фут) над землей средняя скорость ветра не превышает 5,1 м/с (10 уз) и боковая составляющая средней скорости ветра не превышает 2,6 м/с (5 уз);

Примечание. Используемые для сертификационных испытаний по шуму значения скорости ветра, выраженные в м/с, получены в результате перевода используемых изначально значений в узлах с применением коэффициента перевода, указанного в таблице 3-3 в главе 3 Приложения 5, и округления до 0,1 м/с. Приводимые здесь значения, выраженные в обеих единицах, считаются эквивалентными для целей установления соответствия условиям по скорости ветра для целей сертификации по шуму.

- d) отсутствуют другие аномальные метеорологические условия, которые могли бы существенно повлиять на уровень шума при регистрации шума в точках измерения, указанных сертифицирующим органом.

Примечание. Метеорологические спецификации приводятся в разделе 2.2.2.1 добавления 2.

2.2.3 Атмосферные параметры измеряются в пределах 2000 м (6562 фут) от мест установки микрофонов, и они соответствуют условиям, существующим в географическом районе, в котором производится измерение шума.

2.3 Измерение траектории полета

2.3.1 Пространственное местоположение вертолета относительно измерительного микрофона определяется методом, утвержденным полномочным сертифицирующим органом и не связанным с применением бортовой аппаратуры.

Примечание. Инструктивный материал по системам измерения местоположения воздушного судна приведен в томе I "Методики сертификации воздушных судов по шуму" Технического руководства по окружающей среде (Doc 9501).

2.3.2 Данные о местоположении и летных характеристиках, требующиеся для внесения поправок, которые указаны в разделе 5 данного добавления, записываются с утвержденной частотой. Измерительная аппаратура утверждается сертифицирующим органом.

2.4 Условия летных испытаний

2.4.1 Вертолет пилотируется в условиях установившегося полета на расстояние, достаточное для измерения изменяющегося во времени уровня звука в течение всего периода времени, когда этот уровень звука находится в пределах 10 дБ(A) от L_{ASmax} .

Примечание. L_{ASmax} – измеряемый в ходе испытательного полета максимальный уровень звука, скорректированный по частотной шкале A и по временной шкале S .

2.4.2 Испытание с целью измерения пролетного шума вертолета проводится на воздушной скорости, указанной в п. 11.5.2 главы 11 части II, при этом воздушная скорость корректируется, при необходимости, таким образом, чтобы число Маха законцовки наступающей лопасти соответствовало аналогичному числу, относящемуся к исходным условиям.

2.4.3 Исходное число Маха законцовки наступающей лопасти, M_{ATR} определяется как отношение арифметической суммы скорости вращения законцовки лопасти, V_{tipR} и исходной истинной воздушной скорости вертолета, V_R к скорости звука, c_R при температуре 25 °C:

$$M_{ATR} = \frac{(V_{tipR} + V_R)}{c_R}.$$

3. ОПРЕДЕЛЕНИЕ ЕДИНИЦЫ ШУМА

3.1 Уровень звукового воздействия L_{AE} соответствует интегрированному за данный период времени или события квадрату уровня звукового воздействия, скорректированному по шкале A , p_A , по отношению к квадрату стандартного исходного звукового давления, p_0 , в 20 мкПа и исходной продолжительности в 1 с.

3.2 Эта единица определяется с использованием следующего выражения:

$$L_{AE} = 10 \log \frac{1}{t_0} \int_{t_1}^{t_2} \left(\frac{p_A(t)}{p_0} \right)^2 dt,$$

где t_0 – исходное время интегрирования в 1 с и $(t_2 - t_1)$ – период времени интегрирования.

3.3 Вышеприведенный интеграл может быть также аппроксимирован на основе результатов периодических замеров:

$$L_{AE} = 10 \log \frac{1}{t_0} \sum_{k_F}^{k_L} 10^{0,1L_{AS}(k)} \Delta t,$$

где $L_{AS}(k)$ – изменяющийся во времени уровень звука, скорректированный по частотной шкале A и временной шкале S , измеренный в k -й момент времени, k_F и k_L – первое и последнее приращение k , а Δt – приращение времени между выборками.

3.4 На практике время интегрирования $(t_2 - t_1)$ составляет не менее периода снижения уровня шума на 10 дБ, в течение которого $L_A(t)$ в первый раз поднимается до значения на 10 дБ(A) ниже своего максимального значения и в последний раз опускается до значения на 10 дБ(A) ниже своего максимального значения.

4. ИЗМЕРЕНИЕ ВЕРТОЛЕТНОГО ШУМА, ВОСПРИНИМАЕМОГО НА ЗЕМЛЕ

4.1 Общие положения

4.1.1 Вся измерительная аппаратура утверждается сертифицирующим органом.

4.1.2 Данные об уровнях звукового давления для целей оценки шума получают с использованием акустической аппаратуры и методики измерения, которые соответствуют приведенным ниже в п. 4.2 требованиям.

4.2 Измерительная система

Акустическая измерительная система состоит из следующей эквивалентной утвержденной аппаратуры:

- a) микрофонной системы, характеристики которой отвечают требованиям п. 4.3;
- b) треноги или аналогичной подставки для микрофона, влияние которой на измеряемый звук минимально;
- c) записывающей и воспроизводящей аппаратуры, характеристики которой отвечают требованиям п. 4.3;
- d) звуковых калибраторов, использующих синусоидальные сигналы с известным уровнем звукового давления и отвечающих требованиям п. 4.3.

4.3 Приемная, записывающая и воспроизводящая аппаратура

4.3.1 Микрофон представляет собой устройство, обладающее чувствительностью к давлению или чувствительностью в диффузном поле с почти плоской частотной характеристикой звука, поступающего под углом скользящего падения.

4.3.2 Значение SEL можно определить непосредственно по данным интегрирующего измерителя уровня звука. Кроме того, с согласия сертифицирующего органа сигнал звукового давления, создаваемого вертолетом, может записываться на магнитную ленту аналогового магнитофона или на цифровой аудиомагнитофон для последующей оценки с использованием интегрирующего измерителя уровня звука. Значение SEL может быть также рассчитано на основе данных третьоктавной полосы, полученных в результате измерений, выполненных в соответствии с разделом 3 добавления 2 и с использованием уравнения, приводимого в п. 3.3. В этом случае каждый уровень звукового давления третьоктавной полосы взвешивается с учетом значений взвешивания "А", приводимых в публикации № 61672-1¹ МЭК.

4.3.3 Характеристики полной системы в части, касающейся диаграммы направленности, корректировки частоты по шкале А, корректировки времени по шкале S (медленная реакция), линейности уровня и реагирования на сигналы малой продолжительности, отвечают техническим характеристикам класса 1, приводимым в публикации МЭК 61672-1.¹ Согласно МЭК 61672-1¹ в состав полной системы могут входить магнитофоны с записью на ленту или цифровые аудиомагнитофоны.

Примечание. Сертифицирующий орган может утвердить использование оборудования, соответствующего классу 2 существующего стандарта МЭК, или использование оборудования, соответствующего техническим требованиям класса 1 или типа 1 ранее выпущенного стандарта, если заявитель может продемонстрировать, что это оборудование было ранее утверждено сертифицирующим органом для использования в целях сертификации по шуму. Это включает использование измерителя уровня звука и графического самописца для аппроксимации значения SEL с использованием уравнения, приводимого в п. 3.3. Сертифицирующий орган может также утвердить использование магнитофонов с записью на магнитную ленту, отвечающих требованиям ранее выпущенного стандарта МЭК 561, если заявитель может продемонстрировать, что такое использование было ранее утверждено сертифицирующим органом в целях сертификации по шуму.

1. Публикация МЭК 61672-1 2002 года, озаглавленная: "Электроакустика. Измерители уровня звука. Часть 1. Технические условия". Эту публикацию МЭК можно получить из Центрального бюро Международной электротехнической комиссии, находящегося по адресу: Швейцария, г. Женева, ул. Варембе, 3.

4.3.4 Общая чувствительность измерительной системы проверяется до начала испытаний, после окончания испытаний и периодически в ходе испытаний, используя звуковой калибратор, генерирующий известный уровень звукового давления на известной частоте. Звуковой калибратор отвечает требованиям класса 1 МЭК 60942². Выходной сигнал звукового калибратора проверяется метрологической лабораторией не более чем за шесть месяцев до каждого измерения шума воздушного судна. Допустимые изменения выходного сигнала не превышают 0,2 дБ. Измеренные данные о шуме воздушного судна считаются недействительными для целей сертификации, если их получению не предшествовало успешное проведение надлежащих калибровок уровня звукового давления. Измерительная система считается отвечающей требованиям, если различие уровней акустической чувствительности, зарегистрированных непосредственно до и непосредственно после каждой серии измерений шума воздушного судна в течение конкретного дня, не превышает 0,5 дБ.

Примечание. Сертифицирующий орган может утвердить использование калибраторов, соответствующих классу 2 действующего стандарта МЭК, или использование калибраторов, соответствующих классу 1 ранее выпущенного стандарта, если заявитель может продемонстрировать, что этот калибратор был ранее утвержден сертифицирующим органом для использования при сертификации по шуму.

4.3.5 В тех случаях, когда сигналы звукового давления, создаваемого вертолетом, регистрируются, значение SEL может определяться путем воспроизведения зарегистрированных сигналов через электрический вход блока утвержденного измерителя шума, отвечающего требованиям к рабочим характеристикам класса 1 МЭК 61672-1.³ Акустическая чувствительность измерителя уровня шума определяется на основе воспроизведения соответствующей записи сигнала звукового калибратора и известной информации об уровне звукового давления, создаваемого в блоке сопряжения звукового калибратора в условиях окружающей среды, преобладающих на момент записи звука, создаваемого вертолетом.

4.3.6 При всех измерениях уровней звука, создаваемого вертолетом, используется микрофон с ветрозащитным экраном. Характеристики ветрозащитного экрана таковы, что при его использовании вся система, включая сам экран, будет удовлетворять требованиям п. 4.3.3.

4.4 Методика измерения шума

4.4.1 Микрофон устанавливается таким образом, чтобы центр чувствительного элемента находился на высоте 1,2 м (4 фут) над уровнем земли, и ориентируется под углом скользящего падения, т. е. чувствительный элемент по существу располагается в плоскости, определяемой номинальной траекторией полета вертолета и измерительной системой. Установка микрофона осуществляется таким образом, чтобы свести к минимуму влияние помех, создаваемых опорами микрофонов, на измеряемый звук.

4.4.2 Если регистрируется сигнал звукового давления, создаваемого вертолетом, то частотная характеристика электрической системы определяется при проведении каждой серии испытаний на уровне в пределах 10 дБ при отсчете по всей шкале, используемой во время испытаний, пропуская случайный или псевдослучайный "розовый" шум. Выходной сигнал генератора шумов проверяется на соответствие стандарту в лабораторных условиях в пределах 6-месячного периода, охватывающего серию испытаний; допустимое отклонение относительного выходного сигнала в каждой третьоктавной полосе частот не превышает 0,2 дБ. Проводится достаточное количество измерений для обеспечения такого положения, при котором общие данные калибровки системы известны для каждого испытания.

2. Публикация МЭК 60942 2003 года, озаглавленная "Электроакустика. Калибраторы звука". Эту публикацию МЭК можно получить из Центрального бюро Международной электротехнической комиссии, находящегося по адресу: Швейцария, г. Женева, ул. Варембе, 3.

3. Публикация МЭК 61672-1 2002 года, озаглавленная "Электроакустика. Измерители уровня звука. Часть 1. Технические условия". Эту публикацию МЭК можно получить из Центрального бюро Международной электротехнической комиссии, находящегося по адресу: Швейцария, г. Женева, ул. Варембе, 3.

4.4.3 Там, где частью измерительной цепи является аналоговый магнитофон, для осуществления вышеуказанной цели в начале и в конце каждой магнитной ленты записывается электрический калибровочный сигнал продолжительностью 30 с. Кроме того, данные записанных на ленту сигналов считаются надежными только в том случае, если разница между уровнями двух сигналов, пропускаемых через третьоктавный полосовой фильтр с частотой 10 кГц, составляет не более 0,75 дБ.

Примечание. Как правило, для цифровых аудиомэгнитофонов характерно незначительное изменение частотных характеристик или уровня чувствительности, и в этой связи цифровые аудиомэгнитофоны не надо проверять на "розовый" шум, как это предусмотрено в п. 4.4.2.

4.4.4 В районе испытаний определяется скорректированный по частотной шкале А уровень звука фонового шума, включая окружающий шум и электрический шум измерительных систем; это производится при тех же уровнях усиления системы, которые будут использоваться для измерения вертолетного шума. Если значение L_{ASmax} при каждом испытании не превышает скорректированный по частотной шкале А уровень звука фонового шума как минимум на 15 дБ(А), то пролеты могут выполняться на утвержденной меньшей относительной высоте, а результаты корректируются по контрольной точке измерения с помощью утвержденного метода.

5. КОРРЕКТИРОВКА РЕЗУЛЬТАТОВ ИСПЫТАНИЙ

5.1 Если условия сертификационных испытаний отличаются от исходных условий, производится соответствующая корректировка данных измеренного шума с помощью методов, указанных в данном разделе.

5.2 Поправки и коррективы

5.2.1 Можно вносить коррективы только на влияние различий в сферическом распространении на траектории полета вертолета при испытаниях и на исходной траектории полета, а также на исходной и скорректированной исходной воздушной скорости. Нет необходимости вносить коррективы на различия в атмосферном затухании в метеорологических условиях при испытаниях и в исходных метеорологических условиях, а также при путевой скорости вертолета в условиях испытания и при исходной путевой скорости.

5.2.2 Коррективы на сферическое распространение и продолжительность могут быть приближенно выражены следующим образом:

$$\Delta_1 = 12,5 \log (H/150),$$

где H – относительная высота в метрах испытываемого вертолета, когда он находится непосредственно над точкой измерения шума.

5.2.3 Корректив на разницу между исходной воздушной скоростью и скорректированной исходной воздушной скоростью рассчитывается следующим образом:

$$\Delta_2 = 10 \log \left(\frac{V_{AR}}{V_R} \right),$$

где Δ_2 – величина в децибелах, которая должна алгебраически прибавляться к измеренному уровню шума SEL для внесения поправки с учетом влияния корректива исходной воздушной скорости на продолжительность измеряемого пролета, воспринимаемого в пункте измерения шума. V_R – исходная воздушная скорость, указанная в п. 11.5.2 главы 11 части II, и V_{AR} – скорректированная исходная воздушная скорость, указанная в п. 2.4.2 данного добавления.

6. ПРЕДСТАВЛЕНИЕ ДАННЫХ СЕРТИФИЦИРУЮЩЕМУ ОРГАНУ И ДЕЙСТВИТЕЛЬНОСТЬ РЕЗУЛЬТАТОВ

6.1 Представление данных

6.1.1 Представляются измеренные и скорректированные уровни звукового давления, полученные с помощью аппаратуры, отвечающей требованиям, изложенным в разделе 4 данного добавления.

6.1.2 Указывается тип аппаратуры, использованной для измерения и анализа всех акустических характеристик вертолета и метеорологических данных.

6.1.3 Указываются следующие метеорологические данные, измеренные непосредственно перед каждым испытанием, после или во время него в точке наблюдения, предписанной в разделе 2 данного добавления:

- a) температура воздуха и относительная влажность,
- b) скорости и направления ветра,
- c) атмосферное давление.

6.1.4 Приводятся замечания по топографии местности, состоянию поверхности земли и другим факторам, которые могли бы отразиться на записи звука.

6.1.5 Приводится следующая информация о вертолете:

- a) тип, модель и серийные номера вертолета, двигателя(ей) и ротора(ов);
- b) любые модификации или нестандартное оборудование, которые, вероятно, могут оказать влияние на характеристики вертолета по шуму;
- c) максимальная сертифицированная взлетная и посадочная масса;
- d) приборная воздушная скорость в км/ч (уз) и скорость вращения ротора в оборотах в минуту при каждом демонстрационном полете;
- e) эксплуатационные параметры двигателя при каждом демонстрационном полете;
- f) высота вертолета над уровнем земли при каждом демонстрационном полете.

6.2 Указание исходных условий сертификации по шуму

Данные о местоположении и характеристиках вертолета, а также измерения шума приводятся к исходным условиям сертификации по шуму, как указано в п. 11.5 главы 11 части II данного тома. Эти условия, включая исходные параметры, методику и конфигурации, указываются.

6.3 Действительность результатов

6.3.1 Пролет над точкой измерения выполняется по крайней мере шесть раз. Результаты испытаний дают среднее значение SEL и его 90-процентные доверительные пределы, а уровень шума является среднеарифметическим значением скорректированных результатов акустических измерений, выполненных во время всех отвечающих требованиям испытательных полетов над измерительной точкой по исходной методике.

6.3.2 Выполняется достаточно большое количество измерений, чтобы статистически получить 90-процентный доверительный предел, не превышающий $\pm 1,5$ дБ(А). Из процесса усреднения нельзя исключить ни одного результата испытаний без специального разрешения сертифицирующего органа.

Примечание. Методы вычисления 90-процентного доверительного интервала изложены в разделе тома I "Методики сертификации воздушных судов по шуму" Технического руководства по окружающей среде (Doc 9501), касающегося расчета доверительных интервалов.

ДОБАВЛЕНИЕ 5. КОНТРОЛЬ АВИАЦИОННОГО ШУМА НА АЭРОДРОМАХ И В ИХ ОКРЕСТНОСТЯХ

Примечание. См. часть III.

1. ВВЕДЕНИЕ

Примечание 1. Введение в эксплуатацию реактивных самолетов, а также общий рост объема воздушного движения привели к тому, что проблема авиационного шума приобрела международное значение. Для того чтобы способствовать международному сотрудничеству при решении проблем, связанных с авиационным шумом, желательно рекомендовать методику контроля авиационного шума на аэродромах и в их окрестностях.

Примечание 2. В данном добавлении под контролем понимается обычное измерение уровней шума, создаваемого воздушными судами, которые обслуживаются аэродромом. Контроль обычно включает большое число измерений в день, на основании которых может потребоваться составить непосредственное заключение об уровне шума.

Примечание 3. В данном добавлении определена измерительная аппаратура, которую следует использовать для того, чтобы измерять уровни шума, создаваемого воздушными судами на аэродроме. Уровни шума, измеренные в соответствии с настоящим добавлением, являются приближениями к уровням воспринимаемого шума PNL в единицах PNdB, вычисленным в соответствии с методом, изложенным в п. 4.2 добавления I.

Контроль авиационного шума следует осуществлять с помощью переносной аппаратуры, часто с применением только шумомера, или с помощью стационарной аппаратуры, включающей один или несколько микрофонов с усилителями, расположенных в различных пунктах на местности, и систему передачи данных, которая связывает микрофоны с центральной записывающей установкой. В настоящем добавлении речь идет в основном о последнем методе, однако при использовании переносной аппаратуры следует также, насколько это возможно, придерживаться требований, приведенных в этом добавлении.

2. ОПРЕДЕЛЕНИЕ

Под контролем авиационного шума понимаются обычные измерения уровней шума, создаваемого воздушными судами на аэродромах и в их окрестностях с целью контроля соответствия требованиям в отношении снижения шума и проверки эффективности этих требований.

3. ИЗМЕРИТЕЛЬНАЯ АППАРАТУРА

3.1 Измерительная аппаратура должна состоять из портативного записывающего устройства, дающего возможность непосредственного считывания результатов, или аппаратуры, расположенной на местности в одной или нескольких фиксированных точках и связанной с центральным регистрирующим устройством с помощью радиосвязи или кабельной системы (например, телефонной линии и т. п.).

3.2 Характеристики полевой аппаратуры, включая систему передачи данных, должны соответствовать требованиям публикации МЭК № 179¹ "Прецизионные шумомеры", за исключением того, что должна применяться кривая скорректированных частот, обратная кривой 40 ноев (см. рис. А5-1). В таблице А5-1 приведены результаты приближения, с точностью до ближайшего децибела, кривой, обратной кривой 40 ноев, по отношению к частоте 1000 Гц. Частотная характеристика корректирующего элемента аппаратуры должна выдерживаться в пределах $\pm 0,5$ дБ. Когда такая корректирующая цепь введена в устройство с непосредственным считыванием результатов, зависимость между акустическим сигналом на входе в микрофон и показаниями прибора должна соответствовать кривой, обратной кривой 40 ноев, в тех же пределах, которые установлены в публикации МЭК № 179¹ для корректирующей кривой С. После прибавления 7 дБ к результатам измерений, полученным с помощью указанной выше аппаратуры, получаются значения, которые являются приближениями к уровням воспринимаемого шума, выраженным в РNdБ.

3.3 Альтернативный метод определения приближений к уровням воспринимаемого шума заключается в измерении шума шумомером, в который включена корректирующая по шкале А цепь², и внесении поправки К, которая в зависимости от частотного спектра шума обычно составляет от 9 до 14 дБ. При представлении результатов следует указать значение поправки К и метод, которым пользовались органы, выполняющие измерения, для определения этого значения.

3.4 При установке микрофонов на местности в целях контроля авиационного шума следует обеспечить соответствующую защиту их от дождя, снега и других неблагоприятных погодных условий. В измеренные данные следует внести соответствующие поправки в зависимости от частоты и погодных условий, учитывающие потери, связанные с установкой ветрозащитных экранов и других защитных устройств.

Примечание. В тех случаях, когда требуется произвести запись изменения шума во времени, это может быть сделано путем записи шумового сигнала на магнитную ленту, на ленту самописца уровня или с помощью другого подходящего прибора.

3.5 Записывающая аппаратура и приборы индикации должны соответствовать требованиям публикации МЭК № 179¹ в отношении динамических характеристик приборов индикации в положении "медленно".

Примечание. Если ожидаемая продолжительность шумового сигнала меньше 5 с, могут быть использованы динамические характеристики "быстро". В данном примечании продолжительность определяется как значительный интервал времени, в течение которого записанный сигнал, проходящий через корректирующую цепь и имеющий амплитудную характеристику, которая является обратной кривой 40 ноев, остается в пределах 10 дБ максимального уровня.

3.6 Микрофонная система должна быть первоначально прокалибрована в лаборатории, оборудованной для калибровки в свободном поле, и калибровка этой системы должна повторяться не реже одного раза в шесть месяцев.

3.7 Перед установкой всей измерительной системы на местности и через равные интервалы после установки должна производиться калибровка этой системы в лаборатории для того, чтобы обеспечить соответствие ее частотной характеристики и динамического диапазона требованиям, изложенным в настоящем документе.

Примечание. При контроле шума не исключается применение других измерительных систем с непосредственным считыванием результатов, которые дают приближенные значения уровней воспринимаемого шума помимо тех, о которых говорилось выше.

1. Эта публикация впервые выпущена в 1965 году Центральным бюро Международной электротехнической комиссии, находящимся по адресу: Швейцария, г. Женева, ул. Варембе, 3.

2. Описание корректирующей цепи А содержится в публикации МЭК № 179.

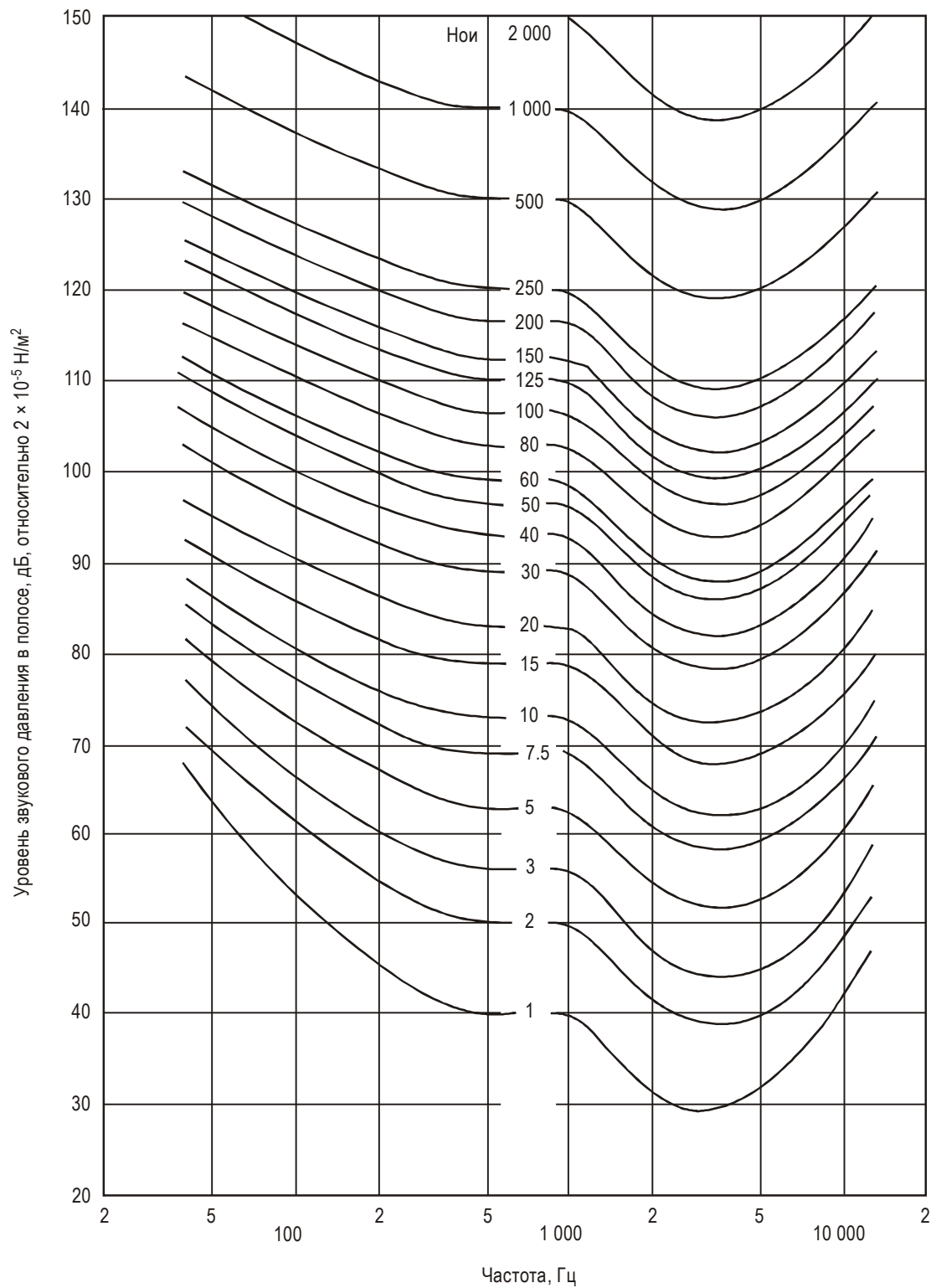


Рис. А5-1. Кривые воспринимаемой шумности

**Таблица А5-1. Приближение с точностью до 1 дБ кривой,
обратной кривой 40 ноев, по отношению к частоте в 1000 Гц**

Гц	40	50	63	80	100	125	160
дБ	-14	-12	-11	-9	-7	-6	-5
Гц	200	250	315	400	500	630	800
дБ	-3	-2	-1	0	0	0	0
Гц	1 000	1 250	1 600	2 000	2 500	3 150	4 000
дБ	0	+2	+6	+8	+10	+11	+11
Гц	5 000	6 300	8 000	10 000	12 500		
дБ	+10	+9	+6	+3	0		

4. УСТАНОВКА АППАРАТУРЫ НА МЕСТНОСТИ

4.1 Микрофоны, используемые для контроля уровней шума, возникающего при полетах воздушных судов, необходимо устанавливать в соответствующих местах таким образом, чтобы ось максимальной чувствительности каждого микрофона была сориентирована в таком направлении, чтобы он имел наивысшую чувствительность к принимаемым звуковым волнам. Местоположение микрофона должно быть выбрано так, чтобы ни одно препятствие, которое могло бы исказить создаваемое воздушным судном звуковое поле, не превышало горизонтальной плоскости, проходящей через активный центр микрофона.

Примечание 1. Может оказаться необходимым установить контрольные микрофоны в местах со значительным уровнем фоновых шума, создаваемого моторным транспортом, играющими детьми и т. д. В таких случаях часто бывает целесообразно установить микрофон на крыше, телефонных столбах и других сооружениях, возвышающихся над землей. Затем необходимо определить уровень фонового шума и провести проверку на местности, на одной или нескольких частотах, общей чувствительности измерительной системы после измерения или перед измерением уровня шума ряда выполняемых друг за другом полетов.

Примечание 2. Если обслуживающий персонал практически не имеет возможности прокалибровать микрофон непосредственно вследствие того, что доступ к нему затруднен, поскольку он установлен на сооружении, возвышающемся над землей, может оказаться целесообразным установить эталонный источник звука в месте расположения микрофона. В качестве такого источника звука может быть использован небольшой громкоговоритель, электростатический возбудитель или аналогичное устройство.

4.2 Контролируется шум, создаваемый одним воздушным судном при пролете, при серии пролетов или определенным типом воздушных судов, а также при большом количестве пролетов различных воздушных судов. В конкретной точке контроля уровни шума изменяются в зависимости от изменения правил полетов или метеорологических условий. Поэтому при анализе результатов контроля следует учитывать статистическое распределение измеренных уровней шума. При описании результатов контроля шума следует представлять соответствующее описание распределения наблюдаемых уровней шума.

ДОБАВЛЕНИЕ 6. МЕТОД ОЦЕНКИ ШУМА ДЛЯ СЕРТИФИКАЦИИ ПО ШУМУ ВИНТОВЫХ САМОЛЕТОВ МАССОЙ НЕ БОЛЕЕ 8618 кг:

**заявка на сертификат типа или сертификацию модифицированного
варианта подана 17 ноября 1988 года или позже**

Примечание. См. главу 10 части II.

1. ВВЕДЕНИЕ

Примечание 1. Настоящий метод оценки шума включает:

- a) условия сертификационных испытаний по шуму и условия измерений;*
- b) единицу шума;*
- c) измерение самолетного шума, воспринимаемого на земле;*
- d) корректировку результатов испытаний;*
- e) представление данных сертифицирующему органу и действительность результатов.*

Примечание 2. Представленные в настоящем методе инструкции и методика четко сформулированы с тем, чтобы обеспечить единообразие при испытаниях на соответствие и позволить сравнить результаты испытаний различных типов самолетов, проведенных в различных географических пунктах. Этот метод применим только к самолетам, указанным в пунктах о применимости в главе 10 части II.

2. УСЛОВИЯ СЕРТИФИКАЦИОННЫХ ИСПЫТАНИЙ ПО ШУМУ И УСЛОВИЯ ИЗМЕРЕНИЙ

2.1 Общие положения

В этом разделе предписываются условия, при которых проводятся сертификационные испытания по шуму, и излагается методика измерений, которая используется для измерения шума, производимого самолетом, в отношении которого проводятся испытания.

2.2 Общие условия испытаний

2.2.1 Места для измерения шума самолета в полете расположены на относительно ровной земной поверхности, не обладающей такими характеристиками повышенного поглощения звука, которые могут иметь место при наличии густой, слежавшейся или высокой травы, кустарника или лесистых участков. В пределах конического пространства

над точкой измерения с осью, перпендикулярной земле, и половинным углом раскрытия 75° не допускается наличие каких-либо препятствий, которые могли бы существенно повлиять на звуковое поле, создаваемое самолетом.

2.2.2 Испытания проводятся при следующих атмосферных условиях:

- a) осадки отсутствуют;
- b) относительная влажность не выше 95 % и не ниже 20 %, а температура окружающего воздуха не выше 35°C и не ниже 2°C ;
- c) средняя скорость ветра не превышает 5,1 м/с (10 уз) и боковая составляющая средней скорости ветра не превышает 2,6 м/с (5 уз).

Примечание 1. Метеорологические спецификации указаны в разделе 2.2.2.1 добавления 2;

Примечание 2. Используемые для сертификационных испытаний по шуму значения скорости ветра, выраженные в м/с, получены в результате перевода используемых изначально значений в узлах с применением коэффициента перевода, указанного в таблице 3-3 в главе 3 Приложения 5, и округления до 0,1 м/с. Приводимые здесь значения, выраженные в обеих единицах, считаются эквивалентными для целей установления соответствия условиям по скорости ветра для целей сертификации по шуму.

- d) отсутствуют другие аномальные метеорологические условия, которые могли бы существенно повлиять на уровень шума самолета при регистрации шума в точках измерения, указанных сертифицирующим органом;
- e) метеорологические измерения должны производиться на высоте от 1,2 до 10 м над уровнем земли. Если место измерений находится в пределах 2000 м от аэропортовой метеорологической станции, могут использоваться результаты измерений, производимых на этой станции.

2.2.3 Атмосферные параметры замеряются в пределах 2000 м (6562 фут) от мест установки микрофонов и являются характерными для условий, существующих в географическом районе, в котором выполняются замеры шума.

2.3 Методика испытаний самолета

2.3.1 Методики испытаний и методика измерения шума утверждаются сертифицирующим полномочным органом.

2.3.2 Программа летных испытаний начинается при максимальной взлетной массе самолета, и масса корректируется до максимальной взлетной массы через каждый час полетного времени.

2.3.3 Летные испытания проводятся при приборной скорости, равной $V_Y \pm 9$ км/ч ($V_Y \pm 5$ уз).

2.3.4 Пространственное местоположение самолета относительно измерительного микрофона определяется методом, утвержденным сертифицирующим полномочным органом и не связанным с применением бортовой аппаратуры.

Примечание. Инструктивный материал по системам измерения местоположения воздушного судна содержится в томе I "Методики сертификации воздушных судов по шуму" Технического руководства по окружающей среде (Doc 9501).

2.3.5 Относительная высота самолета в момент нахождения над микрофоном определяется с помощью утвержденного способа. Самолет проходит над микрофоном в коридоре $\pm 10^\circ$ от вертикали и в пределах отклонения ± 20 % от исходной относительной высоты (см. рис. А6-1).

2.3.6 Данные о скорости, местоположении и летных характеристиках самолета, требующиеся для внесения поправок, которые указаны в разделе 5 данного добавления, записываются при прохождении самолета непосредственно над точкой измерения. Измерительная аппаратура утверждается сертифицирующим органом.

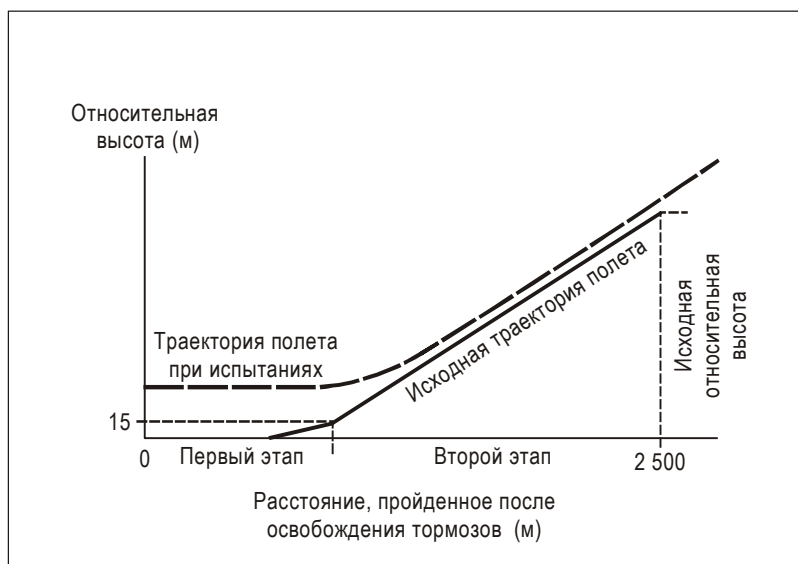


Рис. А6-1. Типичные профили при испытании и в исходных условиях

2.3.7 Если испытываемый самолет оборудован механическими тахометрами, используется независимое устройство с точностью в пределах $\pm 1\%$ для измерения скорости вращения воздушного винта с целью исключения погрешностей ориентации и установки.

3. ОПРЕДЕЛЕНИЕ ЕДИНИЦЫ ШУМА

L_{ASmax} определяется как максимальный уровень звукового давления в децибелах, скорректированный по шкале А (при замедленной реакции) по отношению к квадрату стандартного исходного звукового давления, p_0 , в размере 20 микропаскалей (мкПа).

4. ИЗМЕРЕНИЕ САМОЛЕТНОГО ШУМА, ВОСПРИНИМАЕМОГО НА ЗЕМЛЕ

4.1 Общие положения

4.1.1 Вся измерительная аппаратура утверждается сертифицирующим органом.

4.1.2 Данные об уровнях звукового давления для целей оценки шума получаются с использованием акустической аппаратуры и методики измерения, которые соответствуют приведенным в п. 4.2 требованиям.

4.2 Измерительная система

Акустическая измерительная система состоит из следующей эквивалентной утвержденной аппаратуры:

- a) микрофонной системы, обладающей практически однородной частотной характеристикой при падении звука на диафрагму с произвольных направлений или в поле давления замкнутой полости, с рабочими характеристиками, отвечающими требованиям п. 4.3;
- b) микрофонного оборудования и крепежных приспособлений, влияние которых на измеряемый шум минимально в конфигурации, указанной в п. 4.4;
- c) записывающей и воспроизводящей аппаратуры, рабочие характеристики которой отвечают требованиям п. 4.3;
- d) звуковых калибраторов, использующих синусоидальные сигналы известного уровня звукового давления, отвечающих требованиям п. 4.3.

4.3 Приемная, записывающая и воспроизводящая аппаратура

4.3.1 Регистрируется уровень звука, создаваемого самолетом. По мнению сертифицирующего органа, приемлемыми являются магнитофон с записью на магнитную ленту, графическое устройство регистрации уровня или измеритель уровня шума.

4.3.2 Характеристики полной системы в части, касающейся диаграммы направленности, корректировки частоты по шкале А, корректировки времени по шкале S (медленная реакция), линейности уровня и реагирования на сигналы малой продолжительности, отвечают техническим характеристикам класса 1, приводимым в публикации МЭК 61672-1.¹ Согласно МЭК 61672-1 в состав полной системы могут входить магнитофоны с записью на ленту.

Примечание. Сертифицирующий орган может утвердить использование оборудования, соответствующего классу 2 действующего стандарта МЭК, или использование оборудования, соответствующего техническим требованиям класса 1 или типа 1 ранее выпущенных стандартов, в качестве альтернативы оборудованию, соответствующему классу 1 действующего стандарта МЭК, если заявитель может продемонстрировать, что это оборудование было ранее утверждено сертифицирующим органом для использования в целях сертификации по шуму. Сертифицирующий орган может также утвердить использование магнитофонов с записью на магнитную ленту, отвечающих требованиям ранее выпущенного стандарта МЭК 561, если заявитель может продемонстрировать, что такое использование было ранее утверждено сертифицирующим органом в целях сертификации по шуму.

4.3.3 Общая чувствительность измерительной системы проверяется до начала испытаний, после окончания испытаний и периодически в ходе испытаний, используя звуковой калибратор, генерирующий известный уровень звукового давления на известной частоте. Звуковой калибратор отвечает требованиям класса 1 МЭК 60942.² Выходной сигнал звукового калибратора проверяется метрологической лабораторией не более чем за шесть месяцев до каждого измерения шума воздушного судна. Допустимые изменения выходного сигнала не превышают 0,2 дБ. Измеренные данные о шуме воздушного судна считаются недействительными для целей сертификации, если их получению не предшествовало успешное проведение надлежащих калибровок уровня звукового давления. Измерительная система считается отвечающей требованиям, если различие уровней акустической чувствительности, зарегистрированных непосредственно до и непосредственно после каждой серии измерений шума воздушного судна в течение конкретного дня, не превышает 0,5 дБ.

1. Публикация МЭК 61672-1 2002 года, озаглавленная "Электроакустика. Измерители уровня звука. Часть 1. Технические условия". Эту публикацию МЭК можно получить из Центрального бюро Международной электротехнической комиссии, находящегося по адресу: Швейцария, г. Женева, ул. Варембе, 3.

2. Публикация МЭК 60942 2003 года, озаглавленная "Электроакустика. Калибраторы звука". Эту публикацию МЭК можно получить из Центрального бюро Международной электротехнической комиссии, находящегося по адресу: Швейцария, г. Женева, ул. Варембе, 3.

Примечание. Сертифицирующий орган может утвердить использование калибраторов, соответствующих классу 2 действующего стандарта МЭК, или использование калибраторов, соответствующих классу 1 ранее выпущенного стандарта, если заявитель может продемонстрировать, что этот калибратор был ранее утвержден сертифицирующим органом для использования при сертификации по шуму.

4.3.4 В тех случаях, когда звук, создаваемый самолетом, регистрируется, максимальный уровень звука, скорректированный по частотной шкале А и по временной шкале S, может определяться путем воспроизведения зарегистрированных сигналов через электрический вход блока утвержденного измерителя звука, соответствующего требованиям к рабочим характеристикам класса 1 МЭК 61672-1.¹ Акустическая чувствительность измерителя уровня звука определяется на основе воспроизведения соответствующей записи сигнала звукового калибратора и известной информации об уровне звукового давления, создаваемого в блоке сопряжения звукового калибратора в условиях окружающей среды, превалирующих на момент записи звука, создаваемого самолетом.

4.4 Методика измерения шума

4.4.1 Микрофон диаметром 12,7 мм, чувствительный к изменению давления, с защитной сеткой устанавливается в развернутом положении так, чтобы диафрагма микрофона находилась на 7 мм выше и параллельно круглой металлической плите. Эта окрашенная в белый цвет металлическая плита диаметром 40 см и толщиной не менее 2,5 мм устанавливается горизонтально и заподлицо с окружающей поверхностью земли, при этом под ней не должно быть полостей. Микрофон устанавливается на расстоянии, равном $\frac{3}{4}$ от центра до края плиты по радиусу перпендикулярно линии полета испытываемого самолета.

4.4.2 Если производится магнитофонная запись шумового сигнала, то частотная характеристика электрической системы определяется при проведении каждой серии испытаний на уровне в пределах 10 дБ при отсчете по всей шкале, используемой во время испытаний, пропуская случайный или псевдослучайный "розовый" шум. Выходной сигнал генератора шумов проверяется на соответствие стандарту в лабораторных условиях в пределах шестимесячного периода, охватывающего серии испытаний; допустимое отклонение относительного выходного сигнала в каждой третьоктавной полосе частот не превышает 0,2 дБ. Производится достаточное количество измерений для обеспечения такого положения, при котором общие данные калибровки системы известны для каждого испытания.

4.4.3 Там, где частью измерительной системы является магнитофон с записью на магнитную ленту, для осуществления вышеуказанной цели в начале и в конце каждой магнитной ленты записывается электрический калибровочный сигнал продолжительностью 30 с. Кроме того, данные записанных на ленту сигналов считаются надежными только в том случае, если разница между уровнями двух сигналов, пропускаемых через третьоктавный полосовой фильтр с частотой 10 кГц, составляет не более 0,75 дБ.

Примечание. Как правило, для цифровых аудиомэгнитофонов характерно незначительное изменение частотных характеристик или уровня чувствительности, и в этой связи цифровые аудиомэгнитофоны не надо проверять на "розовый" шум, как это предусмотрено п. 4.4.3. Расчетные характеристики цифровых аудиомэгнитофонов должны соответствовать рабочим характеристикам класса 1 МЭК 61672-1.³

4.4.4 В районе испытаний определяется скорректированный по частотной шкале А уровень звука фонового шума, включая окружающий шум и электрический шум измерительных систем; это производится при тех же уровнях усиления системы, которые будут использоваться для измерения самолетного шума. Если скорректированный по частотной шкале А и по временной шкале S уровень звука самолетов не превышает скорректированный по частотной шкале А уровень звука фонового шума по крайней мере на 10 дБ, то используется точка измерения на взлет ближе к отметке начала разбега, а результаты корректируются относительно исходной точки измерения с помощью утвержденного метода.

3. Публикация МЭК 61672-1 2002 года, озаглавленная "Электроакустика. Измерители уровня звука. Часть 1. Технические условия". Эту публикацию МЭК можно получить из Центрального бюро Международной электротехнической комиссии, находящегося по адресу: Швейцария, г. Женева, ул. Варембе, 3.

5. КОРРЕКТИРОВКА РЕЗУЛЬТАТОВ ИСПЫТАНИЙ

5.1 Если условия сертификационных испытаний отличаются от исходных условий, производится соответствующая корректировка данных измеренного шума с помощью методов, указанных в данном разделе.

5.2 Поправки и коррективы

5.2.1 В коррективах учитывается влияние следующих факторов:

- a) различия в атмосферном поглощении в метеорологических условиях при испытаниях и в исходных метеорологических условиях;
- b) различия в длине пути распространения звука между фактической и исходной траекториями полета самолета;
- c) изменение числа Маха законцовки лопасти воздушного винта при испытании относительно исходных условий;
- d) изменение мощности двигателя при испытании относительно исходных условий.

5.2.2 Уровень шума в исходных условиях, L_{ASmaxR} , определяется путем внесения коррективов на влияние каждого из указанных выше факторов в уровень шума, полученный в условиях испытаний, L_{ASmax} .

$$L_{ASmaxR} = L_{ASmax} + \Delta_1 + \Delta_2 + \Delta_3 + \Delta_4,$$

где Δ_1 – корректив на длину пути распространения звука;
 Δ_2 – корректив на число Маха законцовки лопасти воздушного винта;
 Δ_3 – корректив на мощность двигателя;
 Δ_4 – корректив на изменение атмосферного поглощения при испытаниях относительно исходных условий.

- a) Если условия испытаний соответствуют указанным на рис. А6-2, то не нужно вводить коррективы на различия в атмосферном поглощении, т. е. $\Delta_4 = 0$. Если условия отличаются от указанных на рис. А6-2, то коррективы должны вноситься на основе утвержденного метода или путем прибавления величины Δ_4 к уровням шума, полученным при испытаниях, где:

$$\Delta_4 = 0,01 (H \times \alpha_{500} - 0,2 H_R),$$

и где H – относительная высота полета испытываемого самолета в метрах, когда он находится непосредственно над точкой измерения шума, H_R – исходная относительная высота самолета над точкой измерения шума, а α_{500} – коэффициент поглощения на частоте 500 Гц, указанный в таблицах А1-5 – А1-16 добавления 1.

- b) Измеренные уровни шума следует корректировать с учетом высоты полета самолета над точкой измерения шума в исходных условиях путем прибавления величины, равной Δ_1 . Если условия при испытаниях соответствуют указанным на рис. А6-2,

$$\Delta_1 = 22 \log (H/H_R).$$

Если условия при испытаниях отличаются от указанных на рис. А6-2,

$$\Delta_1 = 20 \log (H/H_R),$$

где H – относительная высота полета самолета, когда он находится непосредственно над точкой измерения шума, а H_R – исходная относительная высота полета самолета над точкой измерения.

с) Коррективы на изменения числа Маха законцовки лопасти воздушного винта не вносятся, если число Маха законцовки лопасти воздушного винта составляет:

- 1) 0,70 или менее, а число Маха законцовки лопасти воздушного винта при испытаниях находится в диапазоне 0,014 исходного числа Маха законцовки лопасти воздушного винта;
- 2) более 0,70 и равно 0,80 или менее, а число Маха законцовки лопасти воздушного винта при испытаниях находится в диапазоне 0,007 исходного числа Маха законцовки лопасти воздушного винта;
- 3) более 0,80, а число Маха законцовки лопасти воздушного винта при испытаниях находится в диапазоне 0,005 исходного числа Маха законцовки лопасти воздушного винта. При использовании механических тахометров поправка – более 0,8, а число Маха законцовки лопасти воздушного винта при испытаниях находится в пределах 0,008 исходного числа Маха законцовки лопасти воздушного винта.

Вне данных пределов измеренные уровни шума корректируются с учетом числа Маха законцовки лопасти воздушного винта на величину, равную:

$$\Delta_2 = k_2 \log (M_{HR}/M_H),$$

которая алгебраически прибавляется к измеренному уровню шума, где M_H и M_{HR} – соответственно числа Маха законцовки лопасти воздушного винта при испытании и в исходных условиях. Величина k_2 определяется на основе утвержденных данных в отношении испытываемого самолета. При отсутствии данных летных испытаний и по усмотрению сертифицирующего органа величина $k_2 = 150$ может использоваться при M_H меньшем, чем M_{HR} ; однако при M_H , большем или равном M_{HR} , поправка не вносится.

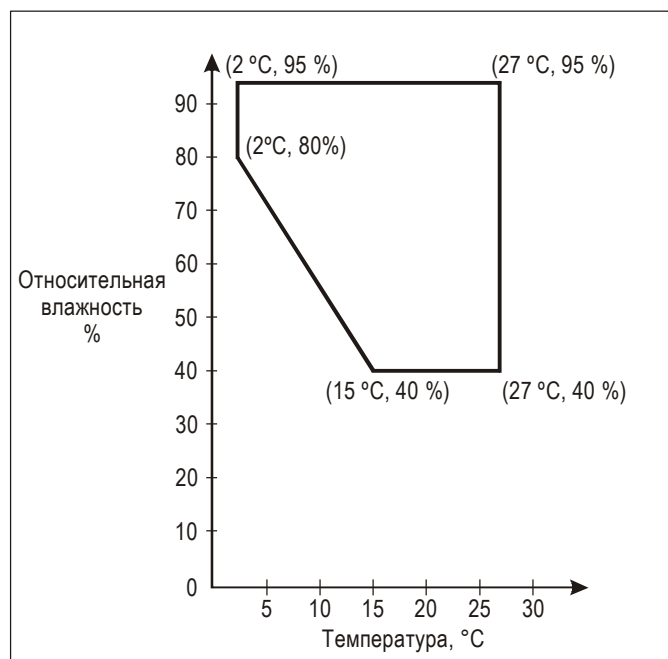


Рис. А6-2. Окно измерений без поправки на поглощение

Примечание. Исходное число Маха законцовки лопасти воздушного винта M_{HR} соответствует исходным условиям над точкой измерения:

где

$$M_{HR} = \frac{\left[\left(\frac{D\pi N}{60} \right)^2 + V_R^2 \right]^{1/2}}{c_{HR}},$$

где D – диаметр воздушного винта в метрах.

V_R – истинная воздушная скорость самолета в исходных условиях, выраженная в метрах в секунду.

N – скорость вращения воздушного винта в исходных условиях, выраженная в оборотах в минуту. Если N не известна, то ее значение можно определить в качестве средней величины скоростей вращения воздушного винта при номинально идентичных режимах работы двигателя во время летных испытаний.

c_{HR} – скорость звука в исходных условиях на абсолютной высоте полета самолета, выраженная в метрах в секунду и определенная с учетом температуры на исходной относительной высоте, при этом предполагается, что градиент изменения температуры по высоте определяется стандартной атмосферой ИКАО (т. е. 0,65 °C на 100 м).

- d) Измеренные уровни звука корректируются с учетом мощности двигателя путем алгебраического прибавления величины, равной:

$$\Delta_3 = k_3 \log (P_0/P),$$

где P_0 и P – соответственно значения мощности двигателя при испытаниях и в исходных условиях, полученные на основе показаний манометра наддува/измерителя крутящего момента и числа оборотов двигателя. Величина k_3 определяется на основе утвержденных данных в отношении испытываемого самолета. При отсутствии данных летных испытаний и по усмотрению сертифицирующего органа может использоваться величина $k_3 = 17$. Исходная мощность P_0 соответствует мощности, получаемой при температуре и давлении на исходной относительной высоте, при этом предполагается, что градиент изменения температуры и давления по высоте определяются стандартной атмосферой ИКАО.

Примечание 1. Подробная информация о расчете изменения исходного атмосферного давления и температуры по высоте приводится в разделе тома I "Методики сертификации воздушных судов по шуму" Технического руководства по окружающей среде (Doc 9501), посвященном стандартной атмосфере ИКАО.

Примечание 2. Характеристики стандартной атмосферы ИКАО приведены в Руководстве по стандартной атмосфере ИКАО (с верхней границей, поднятой до 80 км (262 500 фут)) (Doc 7488/3).

6. ПРЕДСТАВЛЕНИЕ ДАННЫХ СЕРТИФИЦИРУЮЩЕМУ ОРГАНУ И ДЕЙСТВИТЕЛЬНОСТЬ РЕЗУЛЬТАТОВ

6.1 Представляемые данные

6.1.1 Представляются измеренные и скорректированные уровни звукового давления, полученные с помощью аппаратуры, отвечающей требованиям, изложенным в разделе 4 данного добавления.

6.1.2 Указывается тип аппаратуры, использованной для измерения и анализа акустических характеристик самолета и метеорологических данных.

6.1.3 Указываются следующие атмосферные данные об окружающей среде, измеренные непосредственно перед каждым испытанием, после или во время него в точках наблюдения, указанных в разделе 2 данного добавления:

- a) температура воздуха и относительная влажность,
- b) скорости и направления ветра,
- c) атмосферное давление.

6.1.4 Приводятся замечания по топографии местности, состоянию поверхности и другим факторам, которые могли бы отразиться на записи звука.

6.1.5 Приводится следующая информация о самолете:

- a) тип, модель и серийные номера самолета, двигателя(ей) и воздушного(ых) винта(ов);
- b) любые модификации или нестандартное оборудование, которые, вероятно, могут оказать влияние на характеристики шума самолета;
- c) максимальная сертифицированная взлетная масса;
- d) для каждого пролета – воздушная скорость и температура воздуха на высоте пролета, определенные надлежащим образом прокалиброванными инструментами;
- e) для каждого пролета – такие характеристики работы двигателя, как давление или мощность наддува, скорость воздушного винта в оборотах в минуту и другие соответствующие параметры, определяемые надлежащим образом прокалиброванными инструментами;
- f) относительная высота самолета над точкой измерения;
- g) соответствующие данные изготовителей для исходных условий, относящихся к п. 6.1.5 d), e) и f).

6.2 Действительность результатов

6.2.1 Пролет над точкой измерения выполняется по крайней мере шесть раз. Результаты испытаний дают среднее значение уровня шума, L_{ASmax} , и 90-процентные доверительные пределы, а уровень шума является среднеарифметическим значением скорректированных результатов акустических измерений, выполненных во время всех отвечающих требованиям испытательных полетов над измерительной точкой.

6.2.2 Проводится достаточно большое количество измерений, чтобы статистически получить 90-процентный предел, не превышающий $\pm 1,5$ дБ(А). Из процесса усреднения нельзя исключить ни одного результата испытаний без специального разрешения сертифицирующего органа.

ДОПОЛНЕНИЯ К ТОМУ I ПРИЛОЖЕНИЯ 16

ДОПОЛНЕНИЕ А. УРАВНЕНИЯ ДЛЯ РАСЧЕТА МАКСИМАЛЬНО ДОПУСТИМЫХ УРОВНЕЙ ШУМА В ЗАВИСИМОСТИ ОТ ВЗЛЕТНОЙ МАССЫ

Примечание. См. пп. 2.4.1, 2.4.2, 3.4.1, 4.4, 5.4, 6.3, 8.4.1, 8.4.2, 10.4, 11.4.1, 11.4.2, 13.4 и 14.4.1 части II.

1. УСЛОВИЯ, ОГОВОРЕННЫЕ В П. 2.4.1 ГЛАВЫ 2

М – максимальная взлетная масса в 1000 кг	0	34	272
Уровень шума сбоку от ВПП (EPNдБ)	102	$91,83 + 6,64 \log M$	108
Уровень шума при заходе на посадку (EPNдБ)	102	$91,83 + 6,64 \log M$	108
Уровень пролетного шума (EPNдБ)	93	$67,56 + 16,61 \log M$	108

2. УСЛОВИЯ, ОГОВОРЕННЫЕ В П. 2.4.2 ГЛАВЫ 2

М – максимальная взлетная масса в 1000 кг	0	34	35	48,3	66,72	133,45	280	325	400
Уровень шума сбоку от ВПП (EPNдБ). Все самолеты	97	$83,87 + 8,51 \log M$							106
Уровень шума при заходе на посадку (EPNдБ). Все самолеты	101	$89,03 + 7,75 \log M$					108		
Уровни пролетного шума (EPNдБ)	2 двигателя	93		$70,62 + 13,29 \log M$				104	
	3 двигателя	93	$67,56 + 16,61 \log M$			$73,62 + 13,29 \log M$			107
	4 двигателя	93	$67,56 + 16,61 \log M$				$74,62 + 13,29 \log M$		108

3. УСЛОВИЯ, ОГОВОРЕННЫЕ В П. 3.4.1 ГЛАВЫ 3

М – максимальная взлетная масса в 1000 кг		0	20,2	28,6	35	48,1	280	385	400
Уровень шума сбоку от ВПП на режиме полной мощности (EPNдБ). Все самолеты		94		$80,87 + 8,51 \log M$				103	
Уровень шума при заходе на посадку (EPNдБ). Все самолеты		98		$86,03 + 7,75 \log M$				105	
Уровни пролетного шума (EPNдБ)	2 двигателя или меньше	89		$66,65 + 13,29 \log M$				101	
	3 двигателя	89		$69,65 + 13,29 \log M$				104	
	4 двигателя или больше	89		$71,65 + 13,29 \log M$				106	

4. УСЛОВИЯ, ОГОВОРЕННЫЕ В П. 4.4 ГЛАВЫ 4

Применяется каждое из перечисленных ниже условий:

$$EPNL_L \leq LIMIT_L; EPNL_A \leq LIMIT_A; EPNL_F \leq LIMIT_F;$$

$$[(LIMIT_L - EPNL_L) + (LIMIT_A - EPNL_A) + (LIMIT_F - EPNL_F)] \geq 10;$$

$$[(LIMIT_L - EPNL_L) + (LIMIT_A - EPNL_A)] \geq 2; [(LIMIT_L - EPNL_L) + (LIMIT_F - EPNL_F)] \geq 2;$$

$$[(LIMIT_A - EPNL_A) + (LIMIT_F - EPNL_F)] \geq 2,$$

где $EPNL_L$, $EPNL_A$ и $EPNL_F$ являются соответственно уровнями шума в конкретных точках измерения шума сбоку от ВПП, при заходе на посадку и пролетного шума, определяемыми с точностью до одного десятичного знака в соответствии с методом оценки шума, изложенным в добавлении 2;

$LIMIT_L$, $LIMIT_A$, и $LIMIT_F$ являются соответственно максимально допустимыми уровнями шума в контрольных точках измерения шума сбоку от ВПП, при заходе на посадку и пролетного шума, определяемыми с точностью до одного десятичного знака в соответствии с уравнениями для условий, описанных в п. 3.4.1 главы 3 (условие 3).

5. УСЛОВИЯ, ОГОВОРЕННЫЕ В П. 5.4 ГЛАВЫ 5

М – максимальная взлетная масса в 1000 кг		5,7	34,0	358,9	384,7
Уровень шума сбоку от ВПП (EPNдБ)	96	$85,83 + 6,64 \log M$			103
Уровень шума при заходе на посадку (EPNдБ)	98	$87,83 + 6,64 \log M$			105
Уровень пролетного шума (EPNдБ)	89	$63,56 + 16,61 \log M$			106

6. УСЛОВИЯ, ОГОВОРЕННЫЕ В П. 6.3 ГЛАВЫ 6

М – максимальная взлетная масса в 1000 кг	0	0,6	1,5	8,618
Уровень шума в дБ(А)	68	$60 + 13,33 M$	80	

7. УСЛОВИЯ, ОГОВОРЕННЫЕ В П. 8.4.1 ГЛАВЫ 8 И РАЗДЕЛЕ 13.4 ГЛАВЫ 13

М – максимальная взлетная масса в 1000 кг	0	0,788	80,0
Уровень шума сбоку от ВПП (EPNдБ)	89	$90,03 + 9,97 \log M$	109
Уровень шума при заходе на посадку (EPNдБ)	90	$91,03 + 9,97 \log M$	110
Уровень пролетного шума (EPNдБ)	88	$89,03 + 9,97 \log M$	108

8. УСЛОВИЯ, ОГОВОРЕННЫЕ В П. 8.4.2 ГЛАВЫ 8

М – максимальная взлетная масса в 1000 кг	0	0,788	80,0
Уровень шума при взлете (EPNдБ)	86	$87,03 + 9,97 \log M$	106
Уровень шума при заходе на посадку (EPNдБ)	89	$90,03 + 9,97 \log M$	109
Уровень пролетного шума (EPNдБ)	84	$85,03 + 9,97 \log M$	104

9. УСЛОВИЯ, ОГОВОРЕННЫЕ В ПП. 10.4 а) И 10.4 б) ГЛАВЫ 10

10.4 а):

М – максимальная взлетная масса в 1000 кг	0	0,6	1,4	8,618
Уровень шума в дБ(А)	76	$83,23 + 32,67 \log M$	88	

10.4 б):

М – максимальная взлетная масса в 1000 кг	0	0,57	1,5	8,618
Уровень шума в дБ(А)	70	$78,71 + 35,70 \log M$	85	

10. УСЛОВИЯ, ОГОВОРЕННЫЕ В П. 11.4.1 ГЛАВЫ 11

М – максимальная взлетная масса в 1000 кг	0	0,788	3,175
Уровень шума в дБ SEL	82	83,03 + 9,97 log M	

11. УСЛОВИЯ, ОГОВОРЕННЫЕ В П. 11.4.2 ГЛАВЫ 11

М – максимальная взлетная масса в 1000 кг	0	1,417	3,175
Уровень шума в дБ SEL	82	80,49 + 9,97 log M	

12. УСЛОВИЯ, ОГОВОРЕННЫЕ В П. 14.4.1 ГЛАВЫ 14

М – максимальная взлетная масса в 1000 кг	0	2	8,618	20,234	28,615	35	48,125	280	385	400
Уровень шума сбоку от ВПП на режиме полной мощности (EPN _{дБ}). Все самолеты	88,6	86,03754 + 8,512295 log M		94		80,86511 + 8,50668 log M				103
Уровень шума при заходе на посадку (EPN _{дБ}). Все самолеты	93,1	90,77481 + 7,72412 log M		98		86,03167 + 7,75117 log M			105	
Уровни пролетного шума (EPN _{дБ})	2 двигателя или меньше	80,6	76,57059 + 13,28771 log M	89		66,64514 + 13,28771 log M			101	
	3 двигателя			89		69,64514 + 13,28771 log M			104	
	4 двигателя или больше			89		71,64514 + 13,28771 log M			106	

Примечание. Наклон предельных линий в нижнем и верхнем весовых диапазонах практически одинаков. Наблюдаемые незначительные различия между коэффициентами уравнений, определяющими наклоны линий при замере шума сбоку от ВПП и при заходе на посадку, обусловлены тем, что пределы, указанные в пунктах 14.4.1.1 и 14.4.1.3 главы 14, определяются с использованием фиксированных конечных точек. Для всех практических целей незначительные различия между коэффициентами считаются несущественными.

Применяется каждое из перечисленных ниже условий:

$$(\text{LIMIT}_L - \text{EPNL}_L) \geq 1; (\text{LIMIT}_A - \text{EPNL}_A) \geq 1; \text{ и } (\text{LIMIT}_F - \text{EPNL}_F) \geq 1;$$

$$[(\text{LIMIT}_L - \text{EPNL}_L) + (\text{LIMIT}_A - \text{EPNL}_A) + (\text{LIMIT}_F - \text{EPNL}_F)] \geq 17,$$

где

EPN_L, EPN_A и EPN_F являются соответственно уровнями шума в конкретных точках измерения шума сбоку от ВПП, при заходе на посадку и пролетного шума, определяемого с точностью до одного десятичного знака в соответствии с методом оценки шума, изложенным в добавлении 2;

$LIMIT_L$, $LIMIT_A$ и $LIMIT_F$ являются соответственно максимально допустимыми уровнями шума в контрольных точках измерения шума сбоку от ВПП, при заходе на посадку и пролетного шума, определяемыми с точностью до одного десятичного знака в соответствии с уравнениями для условий, оговоренных в п. 14.4.1 главы 14.

ДОПОЛНЕНИЕ В. ИНСТРУКТИВНЫЕ УКАЗАНИЯ В ОТНОШЕНИИ СЕРТИФИКАЦИИ ПО ШУМУ ВИНТОВЫХ САМОЛЕТОВ КВП

Примечание. См. главу 7 части II.

Примечание 1. Для цели настоящих инструктивных указаний самолетами КВП считаются те, для которых при эксплуатации в режиме короткого взлета и посадки по соответствующим требованиям летной годности требуется ВПП (без концевой полосы безопасности или полосы, свободной от препятствий) длиной не более 610 м при максимальной зарегистрированной в удостоверении о годности к полетам массе.

Примечание 2. Эти инструктивные указания не применимы к воздушным судам вертикального взлета и посадки.

1. ПРИМЕНИМОСТЬ

Следующие инструктивные указания должны применяться ко всем винтовым самолетам с максимальной сертифицированной взлетной массой более 5700 кг, предназначенным для эксплуатации в режиме короткого взлета и посадки (КВП), для которых требуется ВПП¹ длиной менее 610 м, учитывая требования к взлетной и посадочной дистанциям, при максимальной зарегистрированной в удостоверении о годности к полетам массе, и в отношении которых удостоверение о годности к полетам для отдельного экземпляра самолета было впервые выдано 1 января 1976 года или позже.

2. ЕДИНИЦА ОЦЕНКИ ШУМА

Единицей оценки шума должен быть эффективный уровень воспринимаемого шума в EPNдБ, как это указано в добавлении 2 к данному тому Приложения.

3. КОНТРОЛЬНЫЕ ТОЧКИ ИЗМЕРЕНИЯ ШУМА

При испытаниях, проводимых в соответствии с методикой летных испытаний, изложенной в разделе 6, самолет не должен превышать уровни шума, указанные в разделе 4, в следующих контрольных точках:

- а) *в контрольной точке измерения шума сбоку ВПП – точке на линии, параллельной осевой линии ВПП и удаленной от нее или ее продолжения на 300 м, в которой уровень шума при взлете или посадке самолета в режиме КВП является максимальным;*

1. Без концевой полосы безопасности или полосы, свободной от препятствий.

- b) в контрольной точке измерения пролетного шума – точке на продолжении осевой линии ВПП на расстоянии 1500 м от начала разбега;
- c) в контрольной точке измерения шума при заходе на посадку – точке на продолжении осевой линии ВПП на расстоянии 900 м от порога ВПП.

4. МАКСИМАЛЬНЫЕ УРОВНИ ШУМА

Максимальный уровень шума в любой контрольной точке, определяемый в соответствии с методом оценки шума, изложенным в добавлении 2, не должен превышать 96 ЕРНдБ для самолетов с максимальной сертифицированной массой 17 000 кг или менее, причем этот предел увеличивается пропорционально логарифму массы на 2 ЕРНдБ при каждом удвоении массы в отношении самолетов, имеющих максимальную сертифицированную массу свыше 17 000 кг.

5. ДОПУСКИ

Если максимальные уровни шума превышаются в одной или двух точках измерений:

- a) сумма всех превышений не должна быть больше 4 ЕРНдБ;
- b) любое превышение в любой отдельной точке не должно быть больше 3 ЕРНдБ;
- c) любые превышения должны компенсироваться соответствующим снижением уровней в другой точке или других точках.

6. МЕТОДИКА ИСПЫТАНИЙ

6.1 Исходная методика взлета должна быть следующей:

- a) самолет должен иметь максимальную взлетную массу, при которой требуется осуществить сертификацию по шуму;
- b) следует устанавливать число оборотов воздушного винта и (или) двигателя, а также режим мощности, предусмотренные для взлета СКВП;
- c) во время демонстрационных испытаний с целью сертификации по шуму при взлете воздушная скорость, градиент набора высоты, пространственное положение самолета и его конфигурация должны соответствовать параметрам, предусмотренным в руководстве по летной эксплуатации для взлета в режиме КВП.

6.2 Исходная методика захода на посадку должна быть следующей:

- a) самолет должен иметь максимальную посадочную массу, при которой требуется осуществить сертификацию по шуму;

- б) во время демонстрационных испытаний с целью сертификации по шуму при заходе на посадку число оборотов винта и (или) двигателя, режим мощности, воздушная скорость, градиент снижения, пространственное положение самолета и его конфигурация должны соответствовать параметрам, предусмотренным в руководстве по летной эксплуатации для посадки в режиме КВП;
- с) использование реверса тяги после посадки должно быть максимальным в соответствии с требованиями руководства по летной эксплуатации.

7. ДОПОЛНИТЕЛЬНЫЕ ДАННЫЕ ПО ШУМУ

По требованию сертифицирующего органа следует представлять данные, позволяющие произвести оценку замеренных уровней шума в виде скорректированного по шкале А суммарного уровня звукового давления (дБ(А)).

ДОПОЛНЕНИЕ С. ИНСТРУКТИВНЫЕ УКАЗАНИЯ В ОТНОШЕНИИ СЕРТИФИКАЦИИ ПО ШУМУ ВСПОМОГАТЕЛЬНЫХ СИЛОВЫХ УСТАНОВОК (ВСУ) И СВЯЗАННЫХ С НИМИ БОРТОВЫХ СИСТЕМ ВО ВРЕМЯ РАБОТЫ В НАЗЕМНЫХ УСЛОВИЯХ

Примечание. См. главу 9 части II.

1. ВВЕДЕНИЕ

1.1 Нижеследующий инструктивный материал подготовлен для информации государств, устанавливающих требования к сертификации по шуму для вспомогательных силовых установок (ВСУ) и связанных с ними бортовых систем, используемых во время нормальной работы в наземных условиях.

1.2 Этот материал должен применяться к вспомогательным силовым установкам и связанным с ними бортовым системам, установленным на всех воздушных судах, в отношении которых 26 ноября 1981 года или позже была подана заявка на сертификат типа или выполнена другая аналогичная установленная процедура.

1.3 Для всех воздушных судов существующих типов, в отношении которых 26 ноября 1981 года или позже была подана заявка на сертификацию ввиду изменения типовой конструкции основной ВСУ или выполнена другая аналогичная установленная процедура, уровни шума, создаваемые ВСУ и связанными с ними бортовыми системами, не должны превышать уровней, существовавших до этого изменения, когда они определены в соответствии со следующими принципами.

2. МЕТОДИКА ОЦЕНКИ ШУМА

Оценка уровня шума должна осуществляться в соответствии с методами, изложенными в разделе 4.

3. МАКСИМАЛЬНЫЕ УРОВНИ ШУМА

Максимальные уровни шума, определяемые в соответствии с методикой оценки шума, изложенной в разделе 4, не должны превышать следующих значений:

- а) 85 дБ(А) в точках, указанных в пп. 4.4.2.2 а), b) и c);
- б) 90 дБ(А) в любой точке по периметру прямоугольника, показанного на рис. С-2.

4. МЕТОДЫ ОЦЕНКИ УРОВНЯ ШУМА

4.1 Общие положения

4.1.1 В данном разделе описывается методика испытаний для измерения шума в определенных местах (пассажирские и грузовые двери и места обслуживания) и осуществления общего наблюдения за шумом вблизи воздушного судна.

4.1.2 Требования устанавливаются в отношении приборно-измерительного оборудования, сбора, предварительной обработки и представления данных об акустических и атмосферных условиях и другой информации, необходимой для представления результатов.

4.1.3 Методика предусматривает запись данных на магнитную ленту для последующей обработки. Использование систем записи на магнитную ленту и анализатора с интегрированием по времени устраняет необходимость усреднения на глаз отклонений, связанных с неавтоматическим снятием показаний шумомеров и октавных полосовых анализаторов, и, таким образом, позволяет получать более точные результаты.

4.1.4 Прогнозирование уровня шума ВСУ по основным характеристикам двигателя и измерение шума при одновременной работе более одного воздушного судна не предусматривается.

4.2 Общие условия испытания

4.2.1 Метеорологические условия

Ветер: не более 5,1 м/с (10 уз).

Примечание. Используемые для сертификационных испытаний по шуму значения скорости ветра, выраженные в м/с, получены в результате перевода используемых изначально значений в узлах с применением коэффициента перевода, указанного в таблице 3-3 в главе 3 Приложения 5, и округления до 0,1 м/с. Приводимые здесь значения, выраженные в обеих единицах, считаются эквивалентными для целей установления соответствия условиям по скорости ветра для целей сертификации по шуму.

Температура: не ниже 2 °С и не выше 35 °С.

Влажность: относительная влажность не ниже 30 % и не выше 90 %.

Осадки: отсутствуют.

Барометрическое давление: не ниже 800 гПа и не выше 1100 гПа.

4.2.2 Место проведения испытаний

Земля между микрофоном и воздушным судном должна иметь ровную твердую поверхность. Между воздушным судном и точками измерения не должно быть препятствий и отражающих поверхностей (за исключением земли и воздушного судна), находящихся в достаточной близости к пути распространения звука и способных оказать существенное влияние на результаты измерений. Поверхность земли вокруг воздушного судна должна быть достаточно плоской и ровной, по крайней мере в зоне, ограниченной параллельными и находящимися на расстоянии 60 м от самого дальнего микрофона (см. п. 4.4.2.2 d)) линиями.

4.2.3 Окружающий шум

Должен быть определен шум, окружающий измерительную систему и зону проведения испытаний (т. е. окружающий фоновый шум и электрический шум акустических приборов).

4.2.4 Установка ВСУ

Соответствующая ВСУ и связанные с ней бортовые системы должны проходить испытания для каждой модели воздушного судна, по которой требуются акустические данные.

4.2.5 Конфигурация воздушного судна во время работы в наземных условиях

Поверхности управления полетом воздушного судна должны быть в "нейтральной" или "чистой" конфигурации, с установленными стробцинами закрепления рулей от воздействия порыва ветра на стоянке или как указано в утвержденном руководстве по эксплуатации самолета для воздушного судна, которое находится на техобслуживании.

4.3 Приборно-измерительное оборудование

4.3.1 Воздушное судно

Эксплуатационные данные, указанные в п. 4.5.4, должны определяться с помощью обычного приборного и контрольного оборудования воздушного судна.

4.3.2 Приборное оборудование по измерению шума

4.3.2.1 Общие положения

Приборное оборудование и методика измерения должны соответствовать самым последним применяемым положениям соответствующих Стандартов, указанных в справочном материале (см. п. 4.6). Все выборки данных должны по крайней мере в 2,5 раза превышать совокупное время предварительной обработки данных, которое в любом случае должно быть не менее 8 с. Все уровни звукового давления должны быть в дБ при исходном давлении в 20 мкПа.

4.3.2.2 Системы сбора данных

Измерительные системы для регистрации и анализа шума, показанные на рис. С-1, должны отвечать следующим техническим требованиям:

4.3.2.2.1 Микрофонная система

- а) В диапазоне частот по крайней мере 45–11 200 Гц система должна отвечать техническим требованиям к микрофонной системе, изложенным в самом последнем издании справочного материала 10 (см. п. 4.6);
- б) микрофоны должны быть всенаправленными, с отверстиями для выравнивания давления, если они конденсаторного типа; должны быть известны их коэффициенты по наружному давлению и температуре. Технические характеристики усилителя микрофона должны соответствовать техническим характеристикам микрофона и магнитофона;

- с) при скорости ветра более 3 м/с (6 уз) должны использоваться ветрозащитные экраны микрофонов. В данные измерений должны вноситься поправки на частоту для учета наличия ветрозащитных экранов микрофонов.

4.3.2.2.2 Магнитофон

Магнитофон может осуществлять непосредственную запись или запись с частотной модуляцией и должен обладать следующими характеристиками:

- а) динамический диапазон 50 дБ минимум в 1/1- или 1/3-октавной полосах;
- б) точность выдерживания скорости записи на ленту в пределах $\pm 0,2$ % от номинальной скорости;
- с) плавание частоты и биение (между пиками) менее 0,5 % от скорости записи на ленту;
- д) максимальное искажение по третьей гармонике менее 2 %.

4.3.2.3 Калибровка

4.3.2.3.1 Микрофон

Калибровка частотной характеристики должна осуществляться до начала серии испытаний; последующая дополнительная калибровка должна осуществляться в течение одного месяца после предыдущей калибровки. Дополнительные калибровки осуществляются также при подозрении на удар или повреждение. Калибровка частотной характеристики должна охватывать диапазон по крайней мере 45–11 200 Гц. Частотные характеристики чувствительности по давлению микрофона должны корректироваться, чтобы учесть случайные разброс результатов.

4.3.2.3.2 Система записи

- а) Запись на ленту результатов калибровки, т. е. широкополосного шума или развертки синусоидальных сигналов в минимальном диапазоне частот 45–11 200 Гц, должна осуществляться в полевых или лабораторных условиях в начале и в конце каждого испытания. На ленту должны также записываться сигналы по частотам, используемым во время проверки чувствительности по звуковому давлению, как определено ниже.
- б) Этот калибровочный сигнал, т. е. подводимое напряжение, должен подаваться на вход и пропускаться через все предусилители согласования сигнала, цепи и записывающую электронику, используемую для регистрации акустических данных. Дополнительно к этому должна осуществляться запись при "закороченном вводе" (т. е. с заменой чувствительного к давлению элемента микрофона на эквивалентное полное электрическое сопротивление) по крайней мере в течение 20 с для проверки динамического диапазона и уровня шума системы.
- с) До начала и после завершения измерений ежедневно в полевых условиях должна осуществляться калибровка чувствительности по звуковому давлению в соответствии со схемой, приведенной на рис. С-1. Эта калибровка должна осуществляться с использованием калибратора, генерирующего известный и постоянный по амплитуде уровень звукового давления на одной или нескольких центральных частотах третьооктавных полос, указанных в справочном материале 11, в диапазоне частот 45–11 200 Гц. При необходимости должна выполняться барометрическая корректировка. Используемые калибраторы должны обладать точностью по крайней мере в пределах 0,5 дБ и должны быть откалиброваны в соответствии со справочными документами под № 6–9 (см. п. 4.6).

- д) Каждая лента должна иметь чувствительность и фоновый шум, соизмеримые с калибровочной лентой. В начале каждой ленты должна записываться синусоидальная волна с постоянной амплитудой для сравнения чувствительности по звуковому давлению различных лент. Частота этой синусоидальной волны должна быть в пределах того же диапазона частот, который используется для проверки чувствительности по звуковому давлению. Для этой цели могут использоваться отдельные устройства подведения напряжения или акустический калибратор. Если используется акустический калибратор, он должен быть тщательно "установлен" и должна быть проведена корректировка по наружному давлению для устранения влияния давления на калибратор и чувствительность микрофона.
- е) Магнитофоны, работающие на аккумуляторных батареях, должны периодически проверяться во время проведения испытания, чтобы удостовериться в хорошем состоянии этих батарей. Магнитофоны не должны перемещаться во время осуществления записи, если нет уверенности в том, что такие перемещения не отразятся на характеристиках магнитофонов.

4.3.2.3.3 Оборудование предварительной обработки данных

Должна производиться калибровка оборудования предварительной обработки данных электрическими сигналами известной амплитуды, излучаемыми на нескольких дискретных частотах, или широкополосными сигналами, охватывающими частотный диапазон 45–11 200 Гц.

4.3.2.4 Предварительная обработка данных

4.3.2.4.1 Система предварительной обработки данных, показанная на рис. С-1, должна обеспечивать уровни звукового давления в 1/3- или 1/1-октавных полосах. Фильтры анализатора должны соответствовать требованиям, приведенным в справочном документе № 12 (класс II для фильтров октавной полосы и класс III для фильтров третьооктавной полосы). Разрешающая способность анализатора по амплитуде должна быть не хуже 0,5 дБ; динамический диапазон должен быть минимум 50 дБ между полной шкалой и значением средней квадратичной величины (rms) уровня шума анализатора в октавной полосе с самым высоким уровнем шума; амплитудная характеристика в диапазоне выше 40 дБ должна быть линейной в пределах $\pm 0,5$ дБ.

4.3.2.4.2 Среднеквадратичное звуковое давление должно быть усреднено по времени путем интегрирования возведенного в квадрат выходного сигнала фильтра частотной полосы в интервале интегрирования, который должен быть не меньше 8 с. Все данные должны обрабатываться в диапазоне частот 45–11 200 Гц. Данные должны быть скорректированы по всем известным или предполагаемым ошибкам, таким как отклонение частотной характеристики системы от плоской характеристики.

4.3.2.5 Общая система

4.3.2.5.1 Дополнительно к техническим характеристикам компонентов систем частотная характеристика объединенной системы сбора и предварительной обработки данных должна быть плоской в пределах ± 3 дБ в диапазоне частот 45–11 200 Гц. Градиент частотной характеристики в любом месте этого диапазона не должен превышать 5 дБ на октаву.

4.3.2.5.2 Разрешающая способность по амплитуде должна быть по крайней мере 1,0 дБ. Динамический диапазон должен быть минимум 45 дБ между полной шкалой и значением среднеквадратичной величины уровня шума системы в частотной полосе с наибольшим значением уровня шума. Амплитудная характеристика должна быть линейной в пределах $\pm 0,5$ дБ в диапазоне выше 35 дБ в каждой полосе частот.

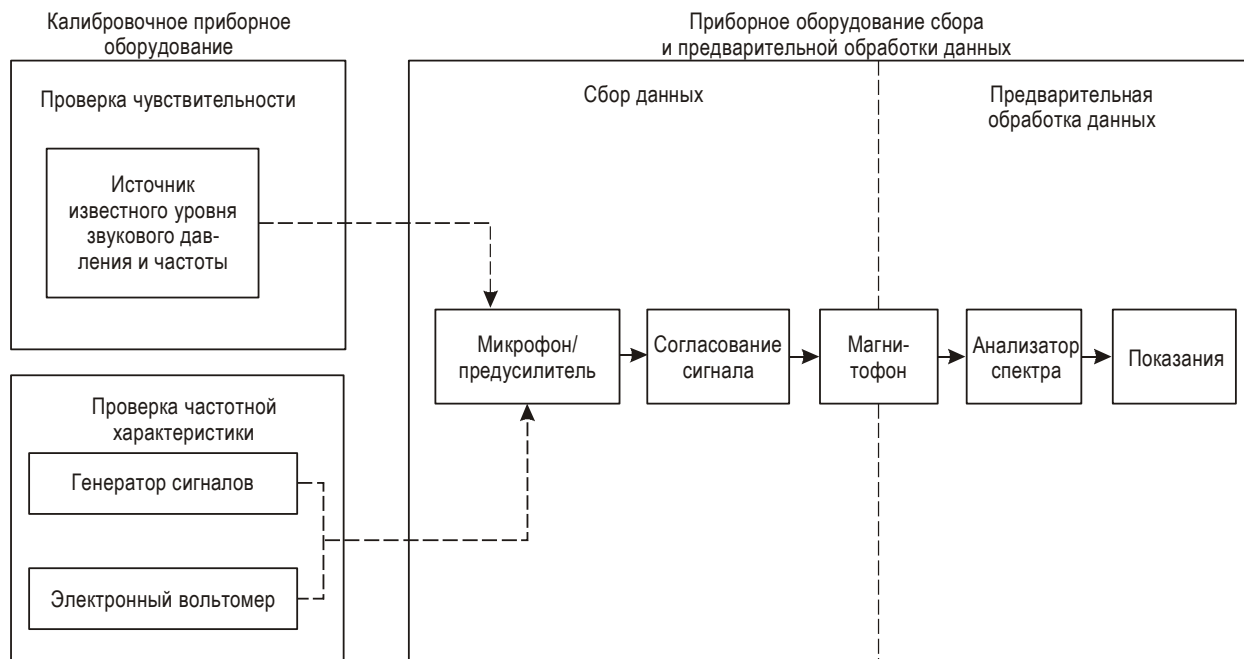


Рис. С-1. Системы измерения шума

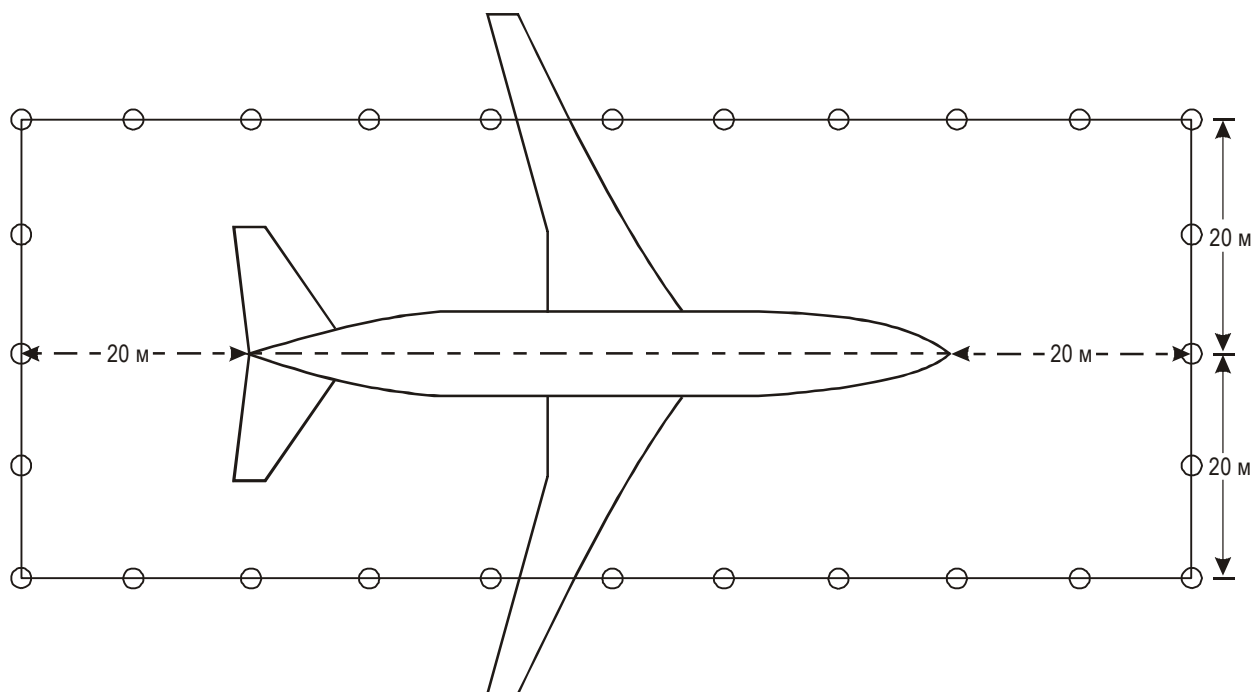


Рис. С-2. Прямоугольник точек измерения шума

4.3.3 Метеорологические приборы

Скорость ветра должна измеряться прибором с диапазоном по крайней мере от 0 до 7,5 м/с (0–15 уз) и точностью не менее $\pm 0,5$ м/с (± 1 уз). Измерения температуры должны осуществляться прибором с диапазоном по крайней мере 0–40 °С и точностью не менее $\pm 0,5$ °С. Относительная влажность должна измеряться прибором с диапазоном от 0 до 100 % и точностью по крайней мере ± 5 процентных пунктов. Атмосферное давление должно измеряться прибором с диапазоном по крайней мере от 800 до 1100 гПа с точностью не менее ± 3 гПа.

4.4 Методика испытаний

4.4.1 Условия проведения испытания

4.4.1.1 Измерения окружающего шума должны осуществляться в количестве, достаточном для обеспечения репрезентативности данных по всем пунктам проведения акустических измерений с внесением, при необходимости, поправок в данные измеренных уровней шума ВСУ (см. п. 4.4.4).

4.4.1.2 Уровни шума ВСУ должны соответствовать уровням, определенным в п. 3.1, в установленных точках при типичных нагрузках, включая нагрузки электрогенератора и кондиционеров воздуха, а также любых других связанных с ними систем при номинальном режиме работы на земле.

Примечание. Измерение шума конкретной модели вспомогательной силовой установки на воздушных судах конкретного типа не должно считаться репрезентативным для такого же оборудования, установленного на других типах воздушных судов, или для других моделей вспомогательных силовых установок на воздушных судах такого же типа.

4.4.2 Точки акустических измерений

4.4.2.1 За исключением конкретно оговоренных случаев, измерения шума должны осуществляться с помощью микрофонов, установленных на высоте $1,6 \text{ м} \pm 0,025 \text{ м}$ (5,25 фут $\pm 1,0$ дюйма) над поверхностью земли или поверхностью, где могут стоять пассажиры или обслуживающий персонал, при этом диафрагма микрофона должна быть параллельна поверхности земли и направлена вверх.

4.4.2.2 Точки измерения шума должны быть следующими:

- a) *грузовые двери*: измерения должны осуществляться в местах расположения каждой грузовой двери при открытых дверях, и воздушное судно должно иметь типичную наземную конфигурацию, как при проведении техобслуживания. Эти измерения должны осуществляться в центре открытой двери в плоскости внешней обшивки фюзеляжа;
- b) *пассажирские двери*: измерения должны осуществляться в местах расположения каждой пассажирской двери, при открытых дверях, на ее вертикальной осевой линии в плоскости внешней обшивки фюзеляжа;
- c) *места обслуживания*: измерения должны осуществляться во всех местах обслуживания, где обычно работают люди во время наземного обслуживания воздушных судов. Эти места определяются в соответствии с утвержденными руководствами по эксплуатации и обслуживанию воздушных судов;
- d) *точки наблюдения*: соответствующие точки измерений должны выбираться вдоль сторон прямоугольника с испытываемым самолетом, установленным в его центре, как показано на рис. С-2. Для больших воздушных судов расстояние между точками измерения не должно превышать 10 м. При проведении испытаний небольших самолетов или при выполнении особых требований данное расстояние может быть уменьшено.

4.4.3 Точки метеорологических измерений

Метеорологические параметры должны измеряться в точке осуществления испытаний при расположении микрофонов, показанном на рис. С-2, но с наветренной стороны воздушного судна и на высоте 1,6 м (5,25 фут) над поверхностью земли.

4.4.4 Форма представления данных

4.4.4.1 Скорректированные по шкале А уровни звукового давления должны рассчитываться путем внесения поправок на частоту, взятых из Стандартов для точных шумомеров (см. справочный документ № 10), в уровни звукового давления 1/3- или 1/1-октавной полосы. Уровни звукового давления 1/1-октавной полосы могут определяться из суммы значений среднеквадратичного звукового давления в соответствующих 1/3-октавных полосах. Суммарные уровни звукового давления должны определяться из суммы среднеквадратичных значений звукового давления в 24 третьооктавных или 8 октавных полосах в частотном диапазоне от 45 до 11 200 Гц.

4.4.4.2 Суммарные уровни звукового давления, уровни звукового давления, скорректированные по шкале А, и данные по 1/3-октавной полосе или 1/1-октавной полосе должны быть представлены с точностью до ближайшего значения в децибелах (дБ) в форме таблицы, с дополнительным графическим изображением, если это необходимо. При необходимости уровни звукового давления должны быть скорректированы при наличии высокого уровня окружающего шума. Поправки не требуются, если уровень звукового давления превышает уровень окружающего шума на 10 дБ или больше. Для уровней звукового давления, которые на 3–10 дБ превышают уровни окружающего шума, измеренные значения должны быть скорректированы по отношению к окружающему шуму путем логарифмического вычитания уровней. Если уровни звукового давления не превышают уровни окружающего шума более чем на 3 дБ, измеренные значения могут быть скорректированы с использованием метода, одобренного сертифицирующим органом.

4.4.4.3 Нет необходимости нормировать акустические данные для учета потерь, связанных с атмосферным поглощением. Результаты испытаний должны представляться с указанием фактических метеорологических условий проведения испытания.

4.5 Представление данных

4.5.1 Общие сведения

- a) Место, дата и время проведения испытания.
- b) Изготовитель и модель ВСУ и соответствующего связанного с ней оборудования.
- c) Тип, изготовитель, модель и регистрационный номер воздушного судна.
- d) Если необходимо, вид воздушного судна в плане и сбоку с указанием местоположения ВСУ (включая впускные и выхлопные отверстия), всего связанного с ней оборудования и всех пунктов акустических измерений.

4.5.2 Описание места проведения испытания

- a) Тип и расположение участков земной поверхности.

- b) Местоположение и размеры каких-либо расположенных выше уровня земли отражающих поверхностей, таких как здания или другие воздушные судна, которые могут находиться в этом месте, несмотря на предупреждения в п. 4.2.2.

4.5.3 Метеорологические данные (для условий проведения каждого испытания)

- a) Скорость ветра в м/с (уз), направление в градусах относительно осевой линии воздушного судна (прямое направление 0°).
- b) Температура окружающего воздуха в °С.
- c) Относительная влажность в процентах.
- d) Барометрическое давление в гПа.

4.5.4 Эксплуатационные данные (для условий проведения каждого испытания)

- a) Число работающих установок кондиционирования воздуха и их местоположение.
- b) Скорость вращения вала ВСУ в оборотах в минуту или в процентах от номинального значения.
- c) Номинальная скорость вращения вала ВСУ в оборотах в минуту.
- d) Мощность на валу ВСУ (кВт) в лошадиных силах и (или) в единицах электрической мощности, кВА.
- e) Пневматическая нагрузка в кг/мин, подаваемая ВСУ ко всем пневматическим системам воздушного судна во время испытания (вычисляется, если необходимо).
- f) Температура выхлопных газов ВСУ в месте, указанном в утвержденном руководстве по эксплуатации воздушного судна, в °С.
- g) Режим работы системы кондиционирования воздуха – охлаждение или отопление.
- h) Температура в воздухопроводе системы кондиционирования воздуха в °С.
- i) Факторы, которые могли оказать влияние на результаты измерений во время испытаний.

4.5.5 Приборно-измерительное оборудование

- a) Краткое описание (включая данные об изготовителе и серийные номера типа или модели) акустических и метеорологических измерительных приборов.
- b) Краткое описание (включая данные об изготовителе и серийные номера типа или модели) систем сбора и обработки данных.

4.5.6 Акустические данные

- a) Окружающий шум.
- b) Акустические данные, указанные в п. 4.4.4, с описанием соответствующих мест расположения микрофонов.
- c) Перечень используемых стандартов, описание и причины каких-либо отклонений.

4.6 Справочный материал

Соответствующие стандарты на приборно-измерительное оборудование и методики проведения измерений:

1. *International Electrotechnical Vocabulary*, 2nd Edition, IEC-50(08) (1960).
2. *Acoustic Standard Tuning Frequency*, ISO-16.
3. *Expression of the Physical and Subjective Magnitudes of Sound or Noise*, ISO-131 (1959).
4. *Acoustics – Preferred Reference Quantities for Acoustic Levels*, ISO DIS 1638.2.
5. *Guide to the Measurement of Acoustical Noise and Evaluation of its Effects on Man*, ISO-2204 (1973).
6. *Precision Method for Pressure Calibration of One-inch Standard Condenser Microphone by the Reciprocity Technique*, IEC-327 (1971).
7. *Precision Method for Free Field Calibration of One-inch Standard Condenser Microphone by the Reciprocity Technique*, IEC-486 (1974).
8. *Values for the Difference between Free Field and Pressure Sensitivity Levels for One-inch Standard Condenser Microphone*, IEC-655 (1979).
9. *Simplified Method for Pressure Calibration of One-inch Standard Condenser Microphone by the Reciprocity Technique*, IEC-402 (1972).
10. *IEC Recommendations for Sound Level Meters*, International Electrotechnical Commission, IEC 651 (1979).
11. *ISO Recommendations for Preferred Frequencies for Acoustical Measurements*, International Organization for Standardization, ISO/R266-1962(E).
12. *IEC Recommendations for Octave, Half-Octave and Third-Octave Band Filters Intended for the Analysis of Sounds and Vibrations*, International Electrotechnical Commission, IEC 225 (1966).

Примечание. Ссылка на тексты и технические требования данных публикаций с изменениями делает их составной частью настоящего дополнения.

Публикации МЭК могут быть получены по адресу:

Central Office of the International Electrotechnical Commission
3 rue de Varembe
Geneva, Switzerland.

Публикации ИСО могут быть получены по адресу:

International Organization for Standardization
1 rue de Varembe
Geneva, Switzerland

или в учреждениях, представляющих государства в ИСО.

ДОПОЛНЕНИЕ D. ИНСТРУКТИВНЫЕ УКАЗАНИЯ ПО ОЦЕНКЕ АЛЬТЕРНАТИВНОГО МЕТОДА ИЗМЕРЕНИЯ ШУМА ВЕРТОЛЕТА ПРИ ЗАХОДЕ НА ПОСАДКУ

Примечание. Исходная методика захода на посадку в п. 8.6.4 главы 8 части II устанавливает один угол наклона траектории захода на посадку. Это может совпадать с режимом импульсного шума для некоторых вертолетов, но не для всех. С тем чтобы можно было оценить альтернативные методы установления соответствия, государствам предлагается проводить указанные ниже дополнительные измерения.

1. ВВЕДЕНИЕ

Нижеследующий инструктивный материал подготовлен для использования государствами с целью получения дополнительной информации, которая может быть положена в основу последующего пересмотра методики испытаний при заходе на посадку, определенной в главе 8.

2. МЕТОДИКА ОЦЕНКИ ШУМА ПРИ ЗАХОДЕ НА ПОСАДКУ

При проведении таких испытаний соблюдаются положения главы 8, а также следующие положения.

2.1 Контрольные точки измерения шума при заходе на посадку

Контрольная точка траектории полета расположена на земле на расстоянии 120 м (394 фут) по вертикали под траекториями полета, определенными по исходной методике захода на посадку. На ровной местности это соответствует следующим точкам:

- а) 2290 м от точки пересечения траектории захода на посадку под углом 3° с плоскостью земли;
- б) 1140 м от точки пересечения траектории захода на посадку под углом 6° с плоскостью земли;
- в) 760 м от точки пересечения траектории захода на посадку под углом 9° с плоскостью земли.

2.2 Максимальные уровни шума

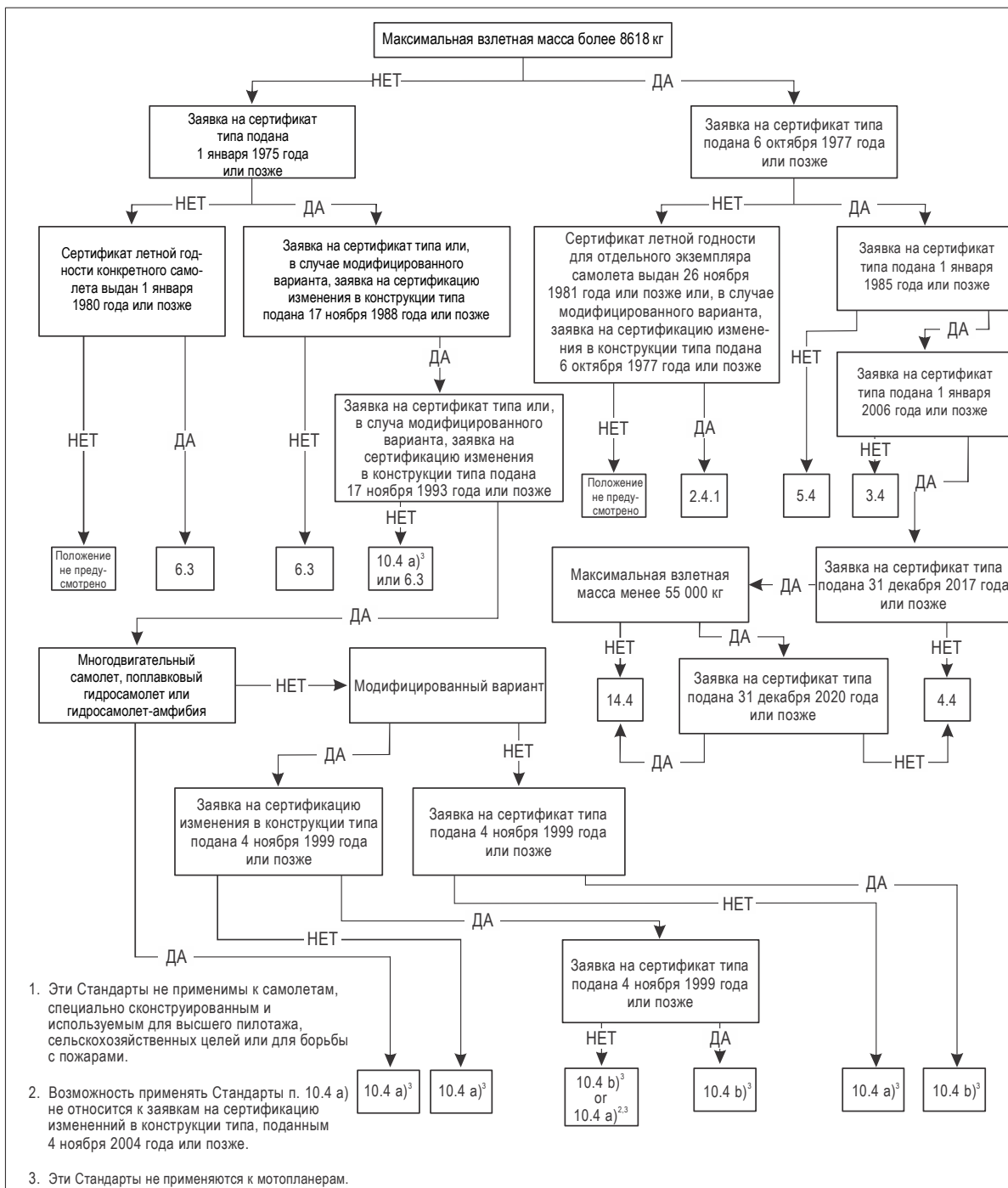
В контрольной точке траектории захода на посадку: уровень шума, рассчитываемый путем определения среднеарифметического значения скорректированных уровней для заходов на посадку по глиссадам 3, 6 и 9° .

2.3 Исходная методика захода на посадку

Исходная методика захода на посадку устанавливается следующим образом:

- a) вертолет стабилизируется и следует по траектории захода на посадку с углами наклона 3, 6 и 9°;
 - b) заход на посадку выполняется при установившейся воздушной скорости, равной наивыгоднейшей скорости набора высоты, V_Y , или наименьшей утвержденной скорости захода на посадку, в зависимости от того, какая из них больше; при этом установившемся режиме мощность во время захода на посадку и над контрольной точкой траектории полета остается постоянной и продолжается до нормального приземления;
 - c) заход на посадку выполняется при стабилизации скорости ротора на максимальном нормальном режиме об/мин, сертифицированном для захода на посадку;
 - d) во время захода на посадку по исходной методике сохраняется постоянная посадочная конфигурация, применяемая при сертификационных испытаниях на летную годность, с выпущенным шасси;
 - e) в момент приземления масса вертолета равняется максимальной посадочной массе, при которой требуется осуществить сертификацию по шуму.
-

ДОПОЛНЕНИЕ Е. ПРИМЕНИМОСТЬ ИЗЛОЖЕННЫХ В ПРИЛОЖЕНИИ 16 СТАНДАРТОВ СЕРТИФИКАЦИИ ПО ШУМУ ВИНТОВЫХ САМОЛЕТОВ¹



ДОПОЛНЕНИЕ F. ИНСТРУКТИВНЫЕ УКАЗАНИЯ В ОТНОШЕНИИ СЕРТИФИКАЦИИ ПО ШУМУ ВОЗДУШНЫХ СУДОВ С ПОВОРОТНЫМИ НЕСУЩИМИ ВИНТАМИ

Примечание. См. главу 13 части II.

Примечание. Настоящие инструктивные указания не применяются в отношении воздушных судов с поворотными несущими винтами в одной или нескольких конфигурациях, которые сертифицированы на летную годность только для КВП. В этих случаях, вероятно, потребуются другие или дополнительные инструктивные указания.

1. ПРИМЕНИМОСТЬ

Следующие инструктивные указания должны применяться ко всем воздушным судам с поворотными несущими винтами, включая их модификации, в отношении которых заявка на сертификат типа была подана 13 мая 1998 года или позже и до 1 января 2018 года.

Примечание. Сертификация воздушных судов с поворотными несущими винтами, способных перевозить груз на внешней подвеске или внешнее оборудование, должна проводиться без таких грузов или установленного специального оборудования.

2. ЕДИНИЦА ОЦЕНКИ ШУМА

Единицей оценки шума должен быть эффективный уровень воспринимаемого шума в EPNдБ, как указано в добавлении 2 данного Приложения.

Примечание. Дополнительные данные относительно SEL и L_{ASmax} определенных в добавлении 4, и третьоктавных значений SPL , определенных в добавлении 2 и соответствующих L_{ASmax} следует предоставлять сертифицирующему органу в целях планирования использования земельных участков.

3. КОНТРОЛЬНЫЕ ТОЧКИ ИЗМЕРЕНИЯ ШУМА

При испытаниях, проводимых в соответствии с исходной методикой, изложенной в разделе 6, и методикой испытаний, изложенной в разделе 7, воздушное судно с поворотными несущими винтами не должно превышать указанные в разделе 4 уровни шума в следующих контрольных точках:

а) В контрольных точках измерения шума при взлете:

- 1) контрольная точка траектории полета, расположенная на земле по вертикали от траектории полета, определенной по исходной методике взлета (см. п. 6.2) и находящейся на расстоянии 500 м по горизонтали в направлении полета от точки, в которой начинается полет по восходящей траектории в соответствии с исходной методикой;
- 2) две другие точки на земле, расположенные симметрично на расстоянии 150 м по обеим сторонам определенной по исходной методике взлета траектории полета и находящиеся на линии, проходящей через исходную точку траектории полета.

б) В контрольных точках измерения уровня шума при пролете:

- 1) контрольная точка траектории полета, расположенная на земле на расстоянии 150 м (492 фут) по вертикали от траектории полета, определенной по исходной методике пролета (см. п. 6.3);
- 2) две другие точки на земле, расположенные симметрично на расстоянии 150 м по обеим сторонам определенной по исходной методике пролета траектории полета и находящиеся на линии, проходящей через исходную точку траектории полета.

в) В контрольных точках измерения уровня шума при заходе на посадку:

- 1) контрольная точка траектории полета, расположенная на земле на расстоянии 120 м (394 фут) по вертикали от траектории полета, определенной по исходной методике захода на посадку (см. п. 6.4). На ровной местности это соответствует точке на расстоянии 1140 м от точки пересечения траектории захода на посадку с углом наклона $6,0^\circ$ с плоскостью земли;
- 2) две другие точки на земле, расположенные симметрично на расстоянии 150 м по обеим сторонам определенной по исходной методике захода на посадку траектории полета и находящиеся на линии, проходящей через исходную точку траектории полета.

4. МАКСИМАЛЬНЫЕ УРОВНИ ШУМА

Для воздушных судов с поворотными несущими винтами, указанных в разделе 1, максимальные уровни шума, определенные в соответствии с методом оценки шума, изложенным в добавлении 2 для вертолетов, не должны превышать следующих значений:

- а) При взлете: 109 ЕРНдБ для воздушных судов с поворотными несущими винтами в режиме ВВП/переходном режиме с максимальной сертифицированной взлетной массой, при которой требуется сертификация по шуму, 80 000 кг и больше со снижением уровня шума пропорционально логарифму массы воздушного судна с поворотными несущими винтами на 3 ЕРНдБ при каждом уменьшении массы в два раза вплоть до 89 ЕРНдБ, после чего этот предел остается постоянным.
- б) При пролете: 108 ЕРНдБ для воздушных судов с поворотными несущими винтами в режиме ВВП/переходном режиме с максимальной сертифицированной взлетной массой, при которой требуется сертификация по шуму, 80 000 кг и больше со снижением уровня шума пропорционально логарифму массы воздушного судна с поворотными несущими винтами на 3 ЕРНдБ при каждом уменьшении массы в два раза вплоть до 88 ЕРНдБ, после чего этот предел остается постоянным.

Примечание 1. Для воздушного судна с поворотными несущими винтами в самолетном режиме максимальный уровень шума отсутствует.

Примечание 2. Режим ВВП/переходный режим означает все утвержденные конфигурации и режимы полета, при которых расчетная рабочая скорость несущего винта соответствует скорости, используемой при операциях в режиме висения.

- с) *При заходе на посадку: 110 ЕРНдБ для воздушных судов с поворотными несущими винтами в режиме ВВП/переходном режиме с максимальной сертифицированной взлетной массой, при которой требуется сертификация по шуму, 80 000 кг и больше со снижением уровня шума пропорционально логарифму массы воздушного судна с поворотными несущими винтами на 3 ЕРНдБ при каждом уменьшении массы в два раза вплоть до 90 ЕРНдБ, после чего этот предел остается постоянным.*

Примечание. Уравнения для расчета уровней шума в зависимости от взлетной массы, приведенные в разделе 7 "Условия, оговоренные в п. 8.4.1 главы 8" дополнения А, согласуются с максимальными уровнями шума, определенными в настоящих инструктивных указаниях.

5. ДОПУСКИ

Если максимальные уровни шума превышаются в одной или двух точках измерения:

- а) сумма превышений должна составлять не более 4 ЕРНдБ;
- б) любое повышение в любой отдельной точке должно составлять не более 3 ЕРНдБ;
- с) любые превышения должны компенсироваться соответствующим снижением уровней в другой точке или точках.

6. ИСХОДНАЯ МЕТОДИКА СЕРТИФИКАЦИИ ПО ШУМУ

6.1 Общие условия

6.1.1 Исходная методика должна отвечать соответствующим требованиям летной годности.

6.1.2 Исходная методика и траектории полета должны утверждаться сертифицирующим органом.

6.1.3 За исключением условий, определенных в п. 6.1.4, исходная методика взлета, пролета и захода на посадку должна соответствовать методике, определенной соответственно в пп. 6.2, 6.3 и 6.4.

6.1.4 Когда подающий заявку указывает, что расчетные характеристики воздушного судна с поворотными несущими винтами не позволяют выполнить полет в соответствии с пп. 6.2, 6.3 или 6.4, исходная методика должна:

- а) отклоняться от исходной методики, определенной в пп. 6.2, 6.3 или 6.4, лишь настолько, насколько это требуют те расчетные характеристики, которые делают выполнение этой методики невозможным, и
- б) утверждаться сертифицирующим органом.

6.1.5 Исходная методика должна рассчитываться при следующих исходных атмосферных условиях:

- a) постоянное атмосферное давление 1013,25 гПа;
- b) постоянная температура окружающего воздуха 25 °С;
- c) постоянная относительная влажность 70 %;
- d) штиль.

6.1.6 В пп. 6.2 d), 6.3 d) и 6.4 c) за максимальное нормальное рабочее число оборотов в минуту должна приниматься наивысшая скорость вращения винта для каждой исходной методики, соответствующая предельному, с точки зрения летной годности, значению, установленному изготовителем и утвержденному сертифицирующим органом. В тех случаях, когда указывается допуск на наивысшую скорость вращения винта, максимальная нормальная рабочая скорость вращения винта должна приниматься равной наивысшей скорости вращения винта, на которую дается допуск. Если скорость вращения винта устанавливается автоматически в зависимости от условий полета, в ходе выполнения методики сертификации по шуму должна использоваться максимальная нормальная рабочая скорость вращения винта, соответствующая исходным условиям полета. Если скорость вращения винта может изменяться пилотом в ходе выполнения методики сертификации по шуму, должна использоваться максимальная нормальная рабочая скорость вращения винта, указанная в разделе ограничений руководства по летной эксплуатации для исходных условий.

6.2 Исходная методика взлета

Исходная методика взлета должна устанавливаться следующим образом:

- a) во время взлета по исходной методике должна сохраняться постоянная взлетная конфигурация, включая угол поворотной gondoly, выбранная подающим заявку;
- b) воздушное судно с поворотными несущими винтами должно стабилизироваться при максимальной взлетной мощности, соответствующей минимальной заданной мощности установленного(ых) двигателя(ей), определяемой исходными условиями окружающей среды или ограничением крутящего момента редуктора, в зависимости от того, какая из величин меньше, на траектории полета, начиная от точки, находящейся на расстоянии 500 м перед контрольной точкой траектории полета на высоте 20 м (65 фут) над поверхностью земли;
- c) во время взлета по исходной методике должны выдерживаться угол поворотной gondoly и соответствующая наивыгоднейшая скорость набора высоты или наименьшая утвержденная скорость набора высоты после взлета, в зависимости от того, какая из величин больше;
- d) установившийся набор высоты должен достигаться с помощью стабилизации скорости вращения винта при максимальном нормальном рабочем режиме об/мин, сертифицированном для взлета;
- e) масса воздушного судна с поворотными несущими винтами должна равняться максимальной взлетной массе, при которой требуется сертификация по шуму;
- f) исходная траектория взлета определяется как прямолинейный участок, расположенный от начальной точки (500 м перед точкой расположения центрального микрофона и 20 м (65 фут) над поверхностью земли) под углом, определяемым максимальной скороподъемностью (BRC) и наивыгоднейшей скоростью набора высоты, соответствующими выбранному углу поворотной gondoly и минимальным установленным характеристикам двигателя.

6.3 Исходная методика пролета

6.3.1 Исходная методика пролета должна устанавливаться следующим образом:

- a) воздушное судно с поворотными несущими винтами должно стабилизироваться в горизонтальном полете над контрольной точкой траектории полета на высоте 150 м (492 фут);
- b) при пролете по исходной методике должна сохраняться постоянная конфигурация, выбранная подающим заявку;
- c) масса воздушного судна с поворотными винтами должна равняться максимальной взлетной массе, при которой требуется сертификация по шуму;
- d) во время пролета по исходной методике в режиме ВВП/переходном режиме должны выдерживаться угол поворотной гондолы в разрешенной фиксированной рабочей точке, ближайшей по отношению к наименьшему углу поворотной гондолы, сертифицированному для нулевой воздушной скорости, скорость $0,9 V_{CON}$ и скорость вращения винта, стабилизированная при максимальном нормальном рабочем режиме об/мин, сертифицированном для горизонтального полета.

Примечание. Для целей сертификации по шуму V_{CON} определяется как максимальная разрешенная скорость для режима ВВП/переходного режима при конкретном угле поворотной гондолы;

- e) во время пролета по исходной методике в самолетном режиме гондолы должны находиться в крайнем нижнем положении, при этом пролет выполняется:
 - 1) с установившейся скоростью вращения поворотного винта при об/мин в режиме ВВП/переходном режиме и при скорости $0,9 V_{CON}$ и
 - 2) с установившейся скоростью вращения поворотного винта при нормальном крейсерском режиме об/м в самолетной конфигурации и при соответствующей скорости $0,9 V_{MCP}$ или $0,9 V_{MO}$, в зависимости от того, какая из величин меньше, сертифицированной для горизонтального полета.

Примечание. Для целей сертификации по шуму V_{MCP} определяется как максимально допустимая эксплуатационная воздушная скорость в самолетном режиме, соответствующая минимальной мощности установленного двигателя, работающего в номинальном режиме (MCP) при давлении на уровне моря (1013,25 гПа), температуре окружающего воздуха 25 °C и соответствующей максимальной сертифицированной массе; и V_{MO} представляет собой максимально допустимую эксплуатационную воздушную скорость, которую нельзя намеренно превышать.

6.3.2 Значения V_{CON} и V_{MCP} или V_{MO} , используемые для сертификации по шуму, указываются в утвержденном руководстве по летной эксплуатации.

6.4 Исходная методика захода на посадку

Исходная методика захода на посадку должна устанавливаться следующим образом:

- a) воздушные суда с поворотными несущими винтами должны стабилизироваться и следовать по траектории захода на посадку с углом наклона 6°;
- b) заход на посадку должен выполняться в утвержденной в соответствии с нормами летной годности конфигурации, при которой шум достигает максимума, с установившейся воздушной скоростью, равной

наивыгоднейшей скорости набора высоты, соответствующей углу поворотной гондолы, или наименьшей утвержденной воздушной скорости захода на посадку, в зависимости от того, какая из них больше, при этом мощность во время захода на посадку и над контрольной точкой траектории полета остается постоянной, и продолжаться до нормального приземления;

- с) заход на посадку должен выполняться при стабилизации скорости вращения поворотного винта на максимальном нормальном рабочем режиме об/мин, сертифицированном для захода на посадку;
- д) во время захода на посадку по исходной методике должна сохраняться постоянная посадочная конфигурация, применяемая при сертификационных испытаниях на летную годность, с выпущенным шасси;
- е) в момент приземления масса воздушного судна с поворотными несущими винтами должна равняться максимальной посадочной массе, при которой требуется сертификация по шуму.

7. МЕТОДИКА ИСПЫТАНИЙ

7.1 Методика испытаний должна быть приемлемой для проводящего испытания на летную годность и сертификацию по шуму органа государства, выдающего сертификат.

7.2 Методика испытаний и измерения шума выполняются и результаты обрабатываются по утвержденному образцу, чтобы получить оценку шума, как указано в разделе 2.

7.3 Условия и методика испытаний должны быть аналогичными исходным условиям и методике, или акустические данные должны быть скорректированы с помощью методов, указанных в добавлении 2 для вертолетов, для приведения их к исходным условиям и методике, определенным в настоящем дополнении.

7.4 Коррективы на различия между методикой испытания и исходной методикой не должны превышать:

- а) для взлета: 4,0 EPNдБ, в том числе арифметическая сумма Δ_1 и выражения $-7,5 \log (QK/Q_r K_r)$ из Δ_2 в целом не должна превышать 2,0 EPNдБ;
- б) для пролета или захода на посадку :2,0 EPNдБ.

7.5 Во время испытаний среднее число оборотов поворотного винта в минуту не должно отклоняться от максимального нормального рабочего числа оборотов в минуту более чем на $\pm 1,0 \%$ в течение всего периода времени, соответствующего уменьшению уровня шума на 10 дБ.

7.6 Воздушная скорость воздушного судна с поворотными несущими винтами не должна отличаться от исходной воздушной скорости в демонстрационном полете более чем на ± 9 км/ч (± 5 уз) в течение всего периода времени, соответствующего уменьшению уровня шума на 10 дБ.

7.7 Количество горизонтальных пролетов, учитывающих составляющую встречного ветра, должно равняться количеству горизонтальных пролетов, учитывающих составляющую попутного ветра.

7.8 В течение всего периода времени, соответствующего уменьшению уровня шума на 10 дБ, воздушное судно с поворотными несущими винтами должно осуществлять полет в пределах отклонения $\pm 10^\circ$ или ± 20 м (± 65 фут), в зависимости от того, какая величина больше, от вертикали над исходной линией пути (см. рис. 8-1 главы 8 части II).

7.9 При пролете относительная высота полета воздушного судна с поворотными несущими винтами не должна отличаться от исходной относительной высоты в течение всего периода времени, соответствующего уменьшению уровня шума на 10 дБ, более чем на ± 9 м (30 фут).

7.10 Заход на посадку во время демонстрационных испытаний воздушного судна с поворотными несущими винтами на шум выполняется с установившейся постоянной скоростью в пределах воздушного пространства, ограничиваемого углами $5,5^\circ$ и $6,5^\circ$ в течение всего периода времени, соответствующего уменьшению уровня шума на 10 дБ.

7.11 Испытания должны проводиться при массе воздушного судна с поворотными несущими винтами, составляющей не менее 90 % соответствующей максимальной сертифицированной массы, и могут проводиться при массе, не превышающей 105 % соответствующей максимальной сертифицированной массы. Для каждого условия полета по крайней мере одно испытание должно проводиться при максимальной сертифицированной массе или массе, превышающей это значение.

ДОПОЛНЕНИЕ G. ИНСТРУКТИВНЫЕ УКАЗАНИЯ ОТНОСИТЕЛЬНО ОФОРМЛЕНИЯ СЕРТИФИКАЦИОННОЙ ДОКУМЕНТАЦИИ ПО ШУМУ

Примечание. См. главу 1 части II.

1. ВВЕДЕНИЕ

Приводимая ниже информация подготовлена для государств, заинтересованных в получении дополнительных указаний относительно оформления сертификационной документации по шуму. Эти инструктивные указания не предполагается применять ретроактивно, однако по усмотрению государств предлагаемый формат может применяться ретроактивно.

2. СЕРТИФИКАЦИОННАЯ ДОКУМЕНТАЦИЯ ПО ШУМУ

2.1 Информация, подлежащая представлению

2.1.1 Пунктом 1.5 главы 1 конкретно определяется минимальный объем информации, подлежащий включению в сертификационную документацию по шуму. Ниже приводятся дополнительные указания в отношении этих пунктов. Обратите внимание на то, что все пункты должны нумероваться в соответствии с положениями пп. 1.5 и 1.6 главы 1 части II с использованием арабских цифр. Это упрощает доступ к информации в тех случаях, когда сертификационная документация по шуму выдается не на родном для пользователя языке. Ряд пунктов относится только к некоторым главам. В этих случаях в пункте указываются соответствующие главы.

2.1.2 Пункт 1. Название государства

Название государства, выдающего сертификационную документацию по шуму. Информация в данном пункте должна совпадать с соответствующей информацией свидетельства о регистрации и сертификата летной годности.

2.1.3 Пункт 2. Название документа по шуму

Как поясняется в разделе 2.3, в зависимости от административной системы оформления сертификационной документации по шуму могут выдаваться документы различных типов. Выбранная система будет определять название документа или документов, например "сертификат по шуму", "документ о сертификации по шуму" или любое другое название, которое государство регистрации использует в рамках своей административной системы.

2.1.4 Пункт 3. Номер документа

Единственный в своем роде номер, присваиваемый государством регистрации, который определяет этот конкретный документ в рамках административной системы. Такой номер будет упрощать проведение любых запросов в отношении этого документа.

2.1.5 Пункт 4. Национальный или общий знак и регистрационные знаки

Национальный или общий знак и регистрационные знаки присваиваются государством регистрации в соответствии с положениями Приложения 7. Информация в данном пункте должна совпадать с соответствующей информацией свидетельства о регистрации и сертификата летной годности.

2.1.6 Пункт 5. Изготовитель и обозначение воздушного судна изготовителем

Тип и модель рассматриваемого воздушного судна. Информация в данном пункте должна совпадать с соответствующей информацией свидетельства о регистрации и сертификата летной годности.

2.1.7 Пункт 6. Серийный номер воздушного судна

Серийный номер воздушного судна, присвоенный изготовителем воздушного судна. Информация в данном пункте должна совпадать с соответствующей информацией свидетельства о регистрации и сертификата летной годности.

2.1.8 Пункт 7. Изготовитель, тип и модель двигателя

Обозначение установленного(ых) двигателя(ей) для идентификации и проверки конфигурации воздушного судна. В данном пункте должна содержаться информация о типе и модели рассматриваемого(ых) двигателя(ей). Обозначение должно соответствовать сертификату типа или дополнительному сертификату типа рассматриваемого(ых) двигателя(ей).

2.1.9 Пункт 8. Тип и модель воздушного винта для винтовых самолетов

Обозначение установленного(ых) воздушного(ых) винта(ов) для идентификации и проверки конфигурации воздушного судна. В данном пункте должна содержаться информация о типе и модели рассматриваемого(ых) воздушного(ых) винта(ов). Обозначение должно соответствовать сертификату типа или дополнительному сертификату типа рассматриваемого(ых) воздушного(ых) винта(ов). Этот пункт включается только в сертификационную документацию по шуму винтовых самолетов.

2.1.10 Пункт 9. Максимальная взлетная масса и единица измерения

Максимальная взлетная масса, соответствующая сертификационным уровням шума воздушного судна, в килограммах. Во избежание неправильного понимания следует четко указывать единицу измерения (кг). Если основная единица измерения массы, используемая в государстве разработчика воздушного судна, отличается от килограммов, применяемый коэффициент пересчета должен соответствовать предусмотренному Приложением 5.

2.1.11 Пункт 10. Максимальная посадочная масса, в килограммах, для сертификатов, выданных в соответствии с главами 2, 3, 4, 5, 12 и 14

Максимальная посадочная масса, соответствующая сертификационным уровням шума воздушного судна в килограммах. Во избежание неправильного понимания следует четко указывать единицу измерения (кг). Если основная единица измерения массы, используемая в государстве разработчика воздушного судна, отличается от килограммов, применяемый коэффициент пересчета должен соответствовать предусмотренному Приложением 5. Этот пункт включается только в сертификационную документацию по шуму для документов, выданных в соответствии с главами 2, 3, 4, 5, 12 и 14.

2.1.12 *Пункт 11. Глава и раздел тома I Приложения 16, в соответствии с которыми сертифицировано воздушное судно*

Глава, в соответствии с которой рассматриваемое воздушное судно сертифицировано по шуму. Для глав 2, 8, 10 и 11 должен также включаться раздел, в котором указаны предельные значения шума.

2.1.13 *Пункт 12. Дополнительные модификации, введенные с целью приведения в соответствие с применимыми стандартами сертификации по шуму*

В этом пункте должна, как минимум, содержаться информация о всех дополнительных модификациях базового воздушного судна, как определено в пунктах 5, 7 и 8, которые необходимы для выполнения требований главы тома I Приложения 16, на соответствие которым сертифицировано воздушное судно, как предусмотрено пунктом 11. По усмотрению сертифицирующего органа может также включаться информация о других модификациях, которые не являются обязательными для обеспечения соответствия требованиям заявленной главы, но которые необходимы для получения заданных сертифицированных уровней шума. Информация о дополнительных модификациях должна приводиться с использованием однозначных ссылок, таких как номера дополнительных сертификатов типа (STC), номера отдельных частей или обозначения типа/модели, присваиваемые изготовителем модифицированного варианта.

2.1.14 *Пункт 13. Уровень шума сбоку от ВПП/на режиме полной мощности в соответствующей единице измерения для документов, выдаваемых в соответствии с главами 2, 3, 4, 5, 12 и 14*

Уровень шума сбоку от ВПП/на режиме полной мощности, определенный в соответствующей главе. Должна конкретно указываться единица измерения уровня шума (например, EPNдБ), а уровень шума указываться с точностью до ближайшей десятой доли дБ. Этот пункт включается только в сертификационную документацию по шуму для воздушных судов, сертифицированных в соответствии с главами 2, 3, 4, 5, 12 и 14.

2.1.15 *Пункт 14. Уровень шума при заходе на посадку в соответствующей единице измерения для документов, выдаваемых в соответствии с главами 2, 3, 4, 5, 8, 12, 13 и 14*

Уровень шума при заходе на посадку, определенный в соответствующей главе. Должна конкретно указываться единица измерения уровня шума (например, EPNдБ), а уровень шума указываться с точностью до ближайшей десятой доли дБ. Этот пункт включается только в документацию о сертификации по шуму для воздушных судов, сертифицированных в соответствии с главами 2, 3, 4, 5, 8, 12, 13 и 14.

2.1.16 *Пункт 15. Уровень пролетного шума в соответствующей единице измерения для документов, выдаваемых в соответствии с главами 2, 3, 4, 5, 12 и 14*

Уровень пролетного шума, определенный в соответствующей главе. Должна конкретно указываться единица измерения уровня шума (например, EPNдБ), а уровень шума указывать с точностью до ближайшей десятой доли дБ. Этот пункт включается только в документацию о сертификации по шуму воздушных судов, сертифицированных в соответствии с главами 2, 3, 4, 5, 12 и 14.

2.1.17 *Пункт 16. Уровень пролетного шума в соответствующей единице измерения для документов, выдаваемых в соответствии с главами 6, 8, 11 и 13*

Уровень пролетного шума, определенный в соответствующей главе. Должна конкретно указываться единица измерения уровня шума (например, EPNдБ или дБ(A)), а уровень шума должен указываться с точностью до ближайшей десятой доли дБ. Этот пункт включается только в документацию о сертификации по шуму воздушных судов, сертифицированных в соответствии с главами 6, 8, 11 и 13.

Примечание. Для воздушных судов с поворотными несущими винтами, сертифицированных в соответствии с главой 13, необходимо указывать только уровень полетного шума для ВВП/переходного режима.

2.1.18 Пункт 17. Уровень шума при взлете в соответствующей единице измерения для документов, выдаваемых в соответствии с главами 8, 10 и 13

Уровень шума при взлете, определенный в соответствующей главе. Должна конкретно указываться единица измерения уровня шума (например, EPNдБ или дБ(А)), а уровень шума должен указываться с точностью до ближайшей десятой доли дБ. Этот пункт включается только в документацию о сертификации по шуму для воздушных судов, сертифицированных в соответствии с главами 8, 10 и 13.

2.1.19 Пункт 18. Запись о соответствии, включая ссылку на том I Приложения 16

Запись о том, что рассматриваемое воздушное судно отвечает соответствующим требованиям по шуму. Должна делаться ссылка на том I Приложения 16 ИКАО. В дополнение к этому может делаться ссылка на национальные требования по шуму.

2.1.20 Пункт 19. Дата выдачи документа о сертификации по шуму

Дата выдачи документа.

2.1.21 Пункт 20. Подпись сотрудника, выдавшего документ

Подпись сотрудника, выдавшего документ о сертификации по шуму. Могут быть добавлены другие элементы, такие как печать или штамп.

2.2 Дополнительная информация

2.2.1 Государства по своему усмотрению могут вносить в документ о сертификации по шуму дополнительную информацию. Следует проявлять осторожность с тем, чтобы не спутать представляемую информацию с официальными сертификационными уровнями шума. В частности, информация об уровнях шума, замеренных в условиях, не соответствующих условиям сертификации по шуму, должна четко помечаться в качестве дополнительной информации. Дополнительную информацию следует вносить в графу "примечания" или в отдельную графу. Эти графы не следует нумеровать, с тем чтобы избежать нестандартизированной нумерации и обеспечить возможность дальнейшей модификации системы нумерации. В этой графе или графах следует достаточно ясно указывать, какая дополнительная информация предоставляется. Примеры возможной дополнительной информации приводятся в пп. 2.2.2 – 2.2.7.

2.2.2 Эмблема и название выдающего полномочного органа

В целях упрощения идентификации могут дополнительно указываться эмблема или символ и название полномочного органа выдающего документ.

2.2.3 Предельные значения шума

Предельные значения шума, если они дополнительно приводятся, должны указываться в соответствии с конкретными требованиями по шуму с точностью до ближайшей десятой дБ. Если в национальных требованиях по шуму используются другие предельные значения (более жесткие или менее жесткие), это должно четко указываться, а во избежание путаницы должны также указываться пределы ИКАО.

2.2.4 Язык

Государства, выдающие документы о сертификации по шуму не на английском языке, должны представлять перевод на английский язык в соответствии с Приложением 6.

2.2.5 Ссылки на национальные требования

Ссылку на национальные требования можно включить в пункт 18 или внести в качестве отдельного пункта.

2.2.6 Прочие модификации воздушного судна

По усмотрению государства регистрации в целях дополнительной идентификации шумовой конфигурации может представляться информация о других модификациях базовой модели воздушного судна, информация о которой содержится в пунктах 5 и 7–10. Примечание о том, что любые модификации, необходимые для выполнения требований стандартов, на соответствие которым выдан любой документ, должно приводиться в пункте 12.

2.2.7 Дата истечения срока действия

Если государство регистрации ограничивает срок действия документа о сертификации по шуму, оно должно включать дату истечения срока действия.

2.3 Форматы сертификационной документации по шуму

2.3.1 Учитывая широкий диапазон административных требований в отношении систем оформления сертификационной документации по шуму, предлагается использовать три альтернативные стандартизированные варианта:

- 1) Индивидуальный сертификат по шуму в виде отдельного документа, в котором содержится вся, предусмотренная требованиями тома I Приложения 16, обязательная информация.
- 2) Два взаимодополняющих документа, одним из которых может быть руководство по летной эксплуатации (AFM) или руководство по эксплуатации воздушного судна (AOM).
- 3) Три взаимодополняющих документа.

2.3.2 Вариант 1. Один документ

Первый вариант представляет собой административную систему, в рамках которой документ, свидетельствующий о сертификации по шуму, составляется в виде отдельного сертификата по шуму, в котором содержатся все единицы информации, предусмотренные п. 1.5 главы 1 части II. Стандартный формат приводится на рис. G-1. Государства, использующие такой формат, могут изменить его, если это необходимо для выполнения национальных требований и/или включения любых дополнительных пунктов. Однако в целом он должен соответствовать формату, представленному на рис. G-1. Следует иметь в виду, что в отдельном сертификате по

шуму будут содержаться не все пункты. Например, в отдельном сертификате по шуму будут присутствовать не все пункты с 13 по 17, поскольку не все из них относятся к каждой главе. Как правило, на серийный номер воздушного судна должен выдаваться и одновременно иметь силу только один сертификат. Если сертификат по шуму потерял свою юридическую силу, срок его действия должен приостанавливаться или сертификат должен аннулироваться во избежание ситуации, при которой любое воздушное судно одновременно имеет несколько действующих сертификатов по шуму. Если при использовании данного варианта документации выдано несколько документов, следует обеспечить возможность оперативного определения того документа, который применяется в любой конкретный момент времени.

2.3.3 Вариант 2. Два взаимодополняющих документа

2.3.3.1 Второй вариант представляет собой административную систему, предусматривающую выдачу двух документов, первым из которых является официальный документ, свидетельствующий о сертификации по шуму, однако он ограничивается идентификацией воздушного судна и записью о соответствии, и в нем содержатся лишь пункты 1–6 и 18–20, предусмотренные разделом 2.1. Этот документ может выдаваться в виде (ограниченного) сертификата по шуму или в виде сертификата летной годности в государствах, которые включают требования по шуму в требования летной годности. В последнем случае отсутствует необходимость в пункте 18 (запись о соответствии со ссылкой на Приложение 16), поскольку соответствие подразумевается, а нумерация пунктов в сертификате летной годности будет выполняться в соответствии с положениями Приложения 8. В этих случаях отсутствующие элементы информации, предусмотренные разделом 2.1, должны переноситься в дополнительный стандартизированный документ о сертификации по шуму, как правило представляющий собой страницу сертифицированного государством регистрацией AFM или AOM. Формат такого документа может быть очень схожим с форматом сертификата по шуму, описание которого приводится в п. 2.3.2. Поэтому для данного документа в качестве стандартного формата дополнительного документа может в равной степени использоваться формат, приводимый на рис. G-1, хотя некоторые пункты могут не потребоваться.

2.3.3.2 Как правило, для каждого отдельного воздушного судна должен выдаваться только один комплект этих двух документов. Если документ о сертификации по шуму потерял свою юридическую силу, срок его действия должен приостанавливаться или документ должен аннулироваться. Если в рамках этого варианта выдается несколько документов, из документации должно четко следовать, какой документ применим в любой конкретный момент времени.

2.3.4 Вариант 3. Три взаимодополняющих документа

2.3.4.1 Третий вариант представляет собой административную систему, предусматривающую выдачу трех документов, первым из которых является официальный документ, идентичный первому документу варианта 2 (п. 2.3.3.1), который свидетельствует о сертификации по шуму; этот документ также ограничен идентификацией воздушного судна и записью о соответствии, и в нем содержатся только пункты 1–6 и 18–20, предусмотренные разделом 2.1. Данный документ может выдаваться в виде сертификата по шуму или сертификата летной годности в государствах, которые включают требования по шуму в требования летной годности с примечанием, аналогичным второму варианту. Оставшуюся информацию, предусмотренную разделом 2.1, следует перенести во второй или третий дополнительный комплект документов о сертификации по шуму.

2.3.4.2 Второй документ, как правило представляемый в виде страницы (или нескольких страниц) сертифицированных государством регистрацией AFM или AOM, содержит перечень (перечни) всех эксплуатируемых в рамках парка воздушных судов конфигураций или конфигураций, которые планируется эксплуатировать после даты выдачи этой страницы (страниц). В состав парка входят все воздушные суда, которые эксплуатируются с аналогичным руководством по летной эксплуатации. Формат информации может быть очень схожим с форматом сертификата по шуму, описание которого приводится в п. 2.3.2, причем информация, относящаяся к заданной конфигурации, охватывает все элементы информации, предусмотренные пунктами 5 и 7–17. Каждый перечень параметров, соответствующий заданной конфигурации, обозначается "номером конфигурации", например "х". Поэтому формат, приводимый на рис. G-1, может в равной степени использоваться в отношении соответствующих пунктов с указанием номера конфигурации.

2.3.4.3 Третий документ этого варианта выдается в соответствии с используемой национальной нормативной процедурой. В нем содержится запись о том, что воздушное судно с конкретным серийным номером эксплуатируется в конфигурации номер "х" с момента выдачи этого третьего документа. Если в рамках этого варианта выдается несколько документов, то в документе должно четко указываться, какой документ применяется в любой конкретный момент времени.

Для использования государством регистрации	1. <Государство регистрации>		3. Номер документа:	
2. СЕРТИФИКАТ ПО ШУМУ				
4. Национальные и регистрационные знаки:	5. Изготовитель и обозначение воздушного судна изготовителем:		6. Серийный номер воздушного судна:	
7. Двигатель:		8. Воздушный винт:*		
9. Максимальная взлетная масса: кг	10. Максимальная посадочная масса:*	11. Стандарт сертификации по шуму:		
12. Дополнительные модификации, введенные с целью приведения в соответствие с применяемыми Стандартами сертификации по шуму:				
13. Уровень шума сбоку от ВПП/на режиме полной мощности:*	14. Уровень шума при заходе на посадку:*	15. Уровень шума при полете:*	16. Уровень шума при полете:*	17. Уровень шума при взлете:*
Примечания:				
18. Настоящий сертификат по шуму выдан вышеупомянутому воздушному судну в соответствии с томом I Приложения 16 к Конвенции о международной гражданской авиации, которое считается отвечающим требованиям указанного Стандарта по шуму, если оно обслуживается и эксплуатируется с учетом соответствующих требований и эксплуатационных ограничений.				
19. Дата выдачи 20. Подпись.....				

* В зависимости от Стандарта сертификации по шуму эти графы могут не заполняться.

Рис. G-1. Сертификат по шуму

ДОПОЛНЕНИЕ Н. ИНСТРУКТИВНЫЕ УКАЗАНИЯ В ОТНОШЕНИИ ПОЛУЧЕНИЯ ДАННЫХ О ВЕРТОЛЕТНОМ ШУМЕ ДЛЯ ЦЕЛЕЙ ПЛАНИРОВАНИЯ ЗЕМЛЕПОЛЬЗОВАНИЯ

1. ВВЕДЕНИЕ

Приводимый ниже инструктивный материал подготовлен для применения государствами, которые хотят использовать данные сертификации по шуму или факультативные дополнительные данные испытаний для целей планирования землепользования. Цель настоящего инструктивного материала заключается в оказании помощи в получении данных, приемлемых для прогнозирования контуров воздействия вертолетного шума, и разработке эксплуатационных методов снижения вертолетного шума.

2. ПРОЦЕДУРА СБОРА ДАННЫХ

2.1 Данные, приемлемые для целей планирования землепользования, могут быть взяты непосредственно из данных сертификации по шуму главы 8. Заявители главы 8 могут при желании принять решение о получении данных, приемлемых для целей планирования землепользования, на основе выполнения альтернативных схем взлета, захода на посадку и/или пролета, определенных заявителем и утвержденных сертифицирующим органом. Альтернативные схемы пролета должны выполняться над контрольной точкой траектории полета на высоте 150 м (492 фут). Кроме того, заявитель может принять решение о представлении данных, полученных из других мест установки микрофонов.

2.2 Для целей планирования землепользования могут предоставляться данные сертификации по шуму главы 11. Заявители главы 11 могут при желании предоставить данные, полученные при выполнении альтернативных схем пролета на высоте 150 м (492 фут) над уровнем земли. Для получения данных в целях планирования землепользования заявителям главы 11 следует рассмотреть вопрос об использовании двух дополнительных микрофонов, симметрично расположенных на расстоянии 150 м (492 фут) с каждой стороны траектории полета и (или) при выполнении дополнительных схем взлета и захода на посадку, определенных заявителем и утвержденных сертифицирующим органом. Кроме того, заявитель может принять решение о представлении данных, полученных из других мест установки микрофонов.

2.3 Все данные, предоставляемые для целей планирования землепользования, должны корректироваться с учетом соответствующих исходных условий посредством использования утвержденных процедур главы 8 и главы 11 или, для альтернативных схем полета, посредством соответствующих процедур коррекции, утвержденных сертифицирующим органом.

3. ПРЕДСТАВЛЕНИЕ ДАННЫХ

3.1 Все данные, предоставляемые для целей планирования землепользования, должны направляться сертифицирующему органу для утверждения. Утвержденные данные и соответствующие схемы полетов должны в качестве дополнительной информации вноситься в руководство по летной эксплуатации вертолета.

3.2 Рекомендуется, чтобы все данные, предоставляемые для целей планирования землепользования, выражались в виде среднего уровня шумового воздействия, L_{AE} , как определено в добавлении 4 данного тома, для точек замера с левой стороны, по центру и с правой стороны, определенных относительно направления полета для каждого пролета при испытаниях. Могут также предоставляться дополнительные данные в других единицах измерения шума, которые следует получать методом, соответствующим предписанной методике анализа при сертификации по шуму.

— КОНЕЦ —

ISBN 978-92-9258-261-6



9

789292

582616